



TUGAS AKHIR - SM141501

**DESAIN KENDALI SUDUT PITCH DAN ROLL PADA
LSU-05 DENGAN METODE SLIDING MODE
CONTROL (SMC)**

M ANAS FIKRI MUZAKI
NRP 1211 100 040

Dosen Pembimbing:
Subchan, Ph.D.
Ir. Eko Budi Purwanto, M.T.

JURUSAN MATEMATIKA
Fakultas Matematika dan Ilmu Pengetahuan Alam
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2015

Halaman ini sengaja dikosongkan.



FINAL PROJECT - SM141501

**DESIGN CONTROL OF PITCH AND ROLL ON
LSU-05 WITH SLIDING MODE CONTROL (SMC)
METHOD**

M ANAS FIKRI MUZAKI
NRP 1211 100 040

Supervisors:
Subchan, Ph.D.
Ir. Eko Budi Purwanto, M.T.

DEPARTMENT OF MATHEMATICS
Faculty of Mathematics and Natural Sciences
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya 2015

Halaman ini sengaja dikosongkan.

LEMBAR PENGESAHAN
DESAIN KENDALI SUDUT *PITCH* DAN *ROLL* PADA
LSU-05 DENGAN METODE *SLIDING MODE*
***CONTROL* (SMC)**

DESIGN CONTROL OF PITCH AND ROLL ON LSU-05
WITH SLIDING MODE CONTROL (SMC) METHOD

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Untuk Memperoleh Gelar Sarjana Sains
pada
Bidang Studi Pemodelan dan Simulasi Sistem
Program Studi S-1 Jurusan Matematika
Fakultas Matematika dan Ilmu Pengetahuan Alam
Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya


Oleh:
M ANAS FIKRI MUZAKI
NRP. 1211 100 040

Menyetujui,

Dosen Pembimbing II,

Dosen Pembimbing I,


Ir. Eko Budi Purwanto, MT


Subchan, Ph.D.

NIP. 19620203-199002 1 001

NIP. 19710513-199702 1 001

Mengetahui,

Kepala Jurusan Matematika

EMPAITS


Prof. Dr. Erna Apriliani, M.Si

NIP. 19660414 199102 2 001

Surabaya, Juli 2015



DESAIN KENDALI SUDUT *PITCH* DAN *ROLL* PADA LSU-05 DENGAN METODE *SLIDING MODE* *CONTROL* (SMC)

Nama Mahasiswa : M Anas Fikri Muzaki
NRP : 1211 100 040
Jurusan : Matematika FMIPA-ITS
Pembimbing : 1. Subchan, Ph.D.
2. Ir. Eko Budi Purwanto, M.T.

Abstrak

Lapan Surveillance Unmanned Aerial Vehicle (LSU-05) adalah pesawat tanpa awak yang didesain dan dikembangkan oleh Pustekbang Lapan dengan misi surveillance (pemotretan dari udara). Spesifikasi LSU-05 mempunyai berat MTOW 75,08 kg dan berat payload 30 kg dengan kecepatan jelajah rata-rata 27,28 m/s pada ketinggian terbang 6000 m. Pemodelan matematik sudah dilakukan menggunakan metoda first principle dan diperoleh persamaan keadaan dalam gerak longitudinal dan lateral-direksional. Langkah berikutnya adalah indentifikasi dan validasi persamaan keadaan menggunakan piranti lunak Matlab dengan masukan data dummy. Dalam menjalankan misinya LSU-05 harus bisa terbang stabil. Oleh karena itu perlu didesain kendali yang didasarkan pada persamaan keadaan yang sudah divalidasi tersebut. Pada penelitian ini dilakukan perancangan kendali Slide Mode Control (SMC) untuk mengendalikan sudut pitch dan roll LSU-05. Dari hasil simulasi diketahui bahwa SMC bisa digunakan untuk mengendalikan sudut pitch dan roll LSU-05.

Kata-kunci: *LSU-05, Longitudinal, Lateral-direksional, SMC*



Halaman ini sengaja dikosongkan.

DESIGN CONTROL OF PITCH AND ROLL ON LSU-05 WITH SLIDING MODE CONTROL (SMC) METHOD

Name : M Anas Fikri Muzaki
NRP : 1211 100 040
Department : Mathematics FMIPA-ITS
Supervisors : 1. Subchan, Ph.D.
2. Ir. Eko Budi Purwanto, M.T.

Abstract

Lapan Surveillance Unmanned Aerial Vehicle (LSU-05) is the unmanned aircraft designed and developed by Pustekbang Lapan with surveillance missions (aerial photography). LSU-05 specifications have MTOW weight of 75.08 kg and a payload weight of 30 kg with an average cruising speed of 27.28 m / s at a height of fly 6000 m. Mathematical modeling has been carried out using the method of first principle and obtained equation of state in the longitudinal and lateral-directional . The next step is the identification and validation of the state equation using Matlab software with dummy data input. LSU-05 should be able to fly stable and therefore it is necessary that the control design is validated. In this research, the Slide Mode Control (SMC) is applied for the pitch and roll angles. From the simulation results it is known that SMC can be used to control the pitch and roll angles LSU-05.

Key-words: *LSU-05, Longitudinal, Lateral-direksional, SMC*



Halaman ini sengaja dikosongkan.

KATA PENGANTAR

Assalamu'alaikum Wr. Wb.

Alhamdulillahirobbil'aalamiin, segala puji dan syukur penulis panjatkan ke hadirat Allah SWT yang telah memberikan limpahan rahmat, petunjuk serta hidayah-Nya, sehingga penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir yang berjudul

”DESAIN KENDALI SUDUT *PITCH* DAN *ROLL* PADA LSU-05 DENGAN METODE *SLIDING MODE CONTROL* (SMC)”

sebagai salah satu syarat kelulusan Program Sarjana Jurusan Matematika FMIPA Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya.

Tugas Akhir ini dapat terselesaikan dengan baik berkat bantuan dan dukungan dari berbagai pihak. Oleh karena itu, penulis menyampaikan ucapan terima kasih dan penghargaan kepada:

1. Ibu Prof.DR. Erna Apriliani, M.Si. selaku Ketua Jurusan Matematika Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
2. Bapak Subchan, Ph.D. selaku dosen pembimbing atas segala bimbingan dan motivasinya kepada penulis dalam mengerjakan Tugas Akhir ini sehingga dapat terselesaikan dengan baik.
3. Bapak Ir. Eko Budi Purwanto, M.T. selaku dosen pembimbing lapangan atas segala bimbingan dan motivasinya kepada penulis dalam mengerjakan Tugas Akhir ini sehingga dapat terselesaikan dengan baik.
4. Bapak Drs. Ari Sugeng Budiyanata, M.Eng. selaku Kepala Bidang Avionik LAPAN atas motivasinya kepada penulis

dalam mengerjakan Tugas Akhir ini sehingga terselesaikan dengan baik.

5. Bapak DR. Hariyanto, M.Si., Bapak Kistosil Fahim, S.Si, M.Si. dan Ibu Dr. Dra. Mardlijah, M.T. selaku dosen penguji atas semua saran yang telah diberikan demi perbaikan Tugas Akhir ini.
6. Bapak Dr. Choirul Imron, MI.Komp. selaku koordinator Tugas Akhir.
7. Bapak Drs. Daryono Budi Utomo, M.Si. selaku dosen wali yang telah memberikan arahan akademik selama penulis menempuh pendidikan di Jurusan Matematika FMIPA ITS.
8. Bapak dan Ibu dosen serta para staf Jurusan Matematika ITS yang tidak dapat penulis sebutkan satu-persatu.

Apabila dalam penyusunan Tugas Akhir ini ada kekurangan, penulis mohon kritik dan saran yang bersifat membangun demi kesempurnaan Tugas Akhir ini. Akhirnya, penulis berharap semoga Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi banyak pihak.

Surabaya, Juli 2015

Penulis

Special Thank's To

Keberhasilan penulisan Tugas Akhir ini tidak lepas dari orang-orang terdekat penulis. Oleh sebab itu, penulis mengucapkan terima kasih kepada :

1. Bapak dan Ibu, kedua orang tua ku tercinta terima kasih atas segala doanya, juga kasih sayang dan pendidikan yang selalu dicurahkan kepada penulis selama ini.
2. Adikku Syahrul yang telah memberi warna tersendiri dalam kehidupan penulis dengan kepolosan dan tingkah laku yang menggemaskan.
3. Kang Heri yang menjadikan teman seperjuangan dan sebagai tutor yang selalu mengajarku selama di LAPAN.
4. Teman-teman Menara'11 yang menjadikan saudara dan khusus teman seperjuangan kontrakan Kejawan Gebang 20, Singgih, Jamil, Rifdy, Heri, Habib, Ilham, Isman dan Hakam Kalian adalah keluarga yang memberi warna dalam menjalani hari-hari.
5. Teman-teman seperjuangan Matematika 2011 yang saling mendukung dan memotivasi satu sama lain.
6. Teman-teman UGM, STTA, terima kasih atas doa dan dukungan kalian selama pengerjaan Tugas Akhir di Lapan. Kalian merupakan keluarga baru ku.
7. Semua pihak yang tak bisa penulis sebutkan satu-persatu, terima kasih telah membantu sampai terselesaikannya Tugas Akhir ini.



Halaman ini sengaja dikosongkan.

DAFTAR ISI

| | | |
|-------------------|--|---|
| HALAMAN JUDUL | i | |
| LEMBAR PENGESAHAN | v | |
| ABSTRAK | vii | |
| ABSTRACT | ix | |
| KATA PENGANTAR | xi | |
| DAFTAR ISI | xv | |
| DAFTAR GAMBAR | xix | |
| DAFTAR TABEL | xxi | |
| DAFTAR SIMBOL | xxiii | |
| BAB I | PENDAHULUAN | 1 |
| 1.1 | Latar Belakang | 1 |
| 1.2 | Rumusan Masalah | 2 |
| 1.3 | Batasan Masalah | 3 |
| 1.4 | Tujuan | 3 |
| 1.5 | Manfaat | 3 |
| 1.6 | Sistematika Penulisan | 3 |
| BAB II | TINJAUAN PUSTAKA | 5 |
| 2.1 | <i>Unmanned Aerial Vehicle</i> (UAV) | 5 |
| 2.1.1 | <i>Lapan Surveillance</i> UAV (LSU-05) | 5 |
| 2.1.2 | Spesifikasi LSU-05 | 6 |
| 2.2 | Prinsip Dasar Kontrol Pesawat | 7 |
| 2.3 | Sistem Sumbu | 8 |
| 2.3.1 | Sistem Sumbu Badan | 8 |

| | | |
|---------|--|----|
| 2.3.2 | Sistem Sumbu Bumi | 10 |
| 2.3.3 | Transformasi Sumbu Koordinat Pesawat .. | 11 |
| 2.4 | Penurunan Persamaan Gerak Pesawat | 13 |
| 2.4.1 | Gerak Translasi | 13 |
| 2.4.2 | Gerak Rotasi | 16 |
| 2.4.3 | Kinematika Sudut Sikap Terbang | 19 |
| 2.4.4 | Linierisasi | 20 |
| 2.4.5 | Persamaan Keadaan Gerak Longitudinal .. | 27 |
| 2.4.6 | Persamaan Gerak Lateral-direksional | 31 |
| 2.5 | Sistem Pengendalian | 34 |
| 2.6 | Sistem kendali <i>Sliding Mode Control</i> (SMC) | 36 |
| 2.6.1 | Fungsi <i>Switching</i> | 37 |
| 2.6.2 | Permukaan <i>Sliding</i> (<i>Sliding surface</i>) | 37 |
| 2.6.3 | Kondisi <i>Sliding</i> | 38 |
| 2.6.4 | <i>Sliding Mode Control</i> dengan <i>Boundary Layer</i> | 38 |
| 2.7 | Metode identifikasi Sistem | 40 |
| BAB III | METODE PENELITIAN | 43 |
| 3.1 | Studi Literatur | 43 |
| 3.2 | Mengkaji Pembentukan Pemodelan matematik Gerak LSU-05 | 43 |
| 3.3 | Perancangan Desain Sistem Kendali LSU-05 dengan SMC | 43 |
| 3.4 | Simulasi | 44 |
| 3.5 | Analisis Hasil Simulasi | 45 |
| 3.6 | Penarikan Kesimpulan | 45 |
| BAB IV | ANALISIS DAN PEMBAHASAN | 47 |
| 4.1 | Persamaaan Keadaan Gerak Longitudinal LSU-05 | 47 |
| 4.2 | Persamaaan Keadaan Gerak Lateral-direksional LSU-05 | 49 |
| 4.3 | Desain <i>Controller</i> SMC LSU-05 | 52 |

| | | |
|----------------|---|----|
| 4.4 | Desain Sistem Kendali pada Gerak Longitudinal LSU-05 | 55 |
| 4.5 | Desain Sistem Kendali pada Gerak Lateral- direksional LSU-05 | 56 |
| 4.6 | Simulasi dan Analisis Hasil Desain Kendali Gerak Longitudinal LSU-05 | 56 |
| 4.7 | Simulasi Gerak Longitudinal terhadap Gangguan | 58 |
| 4.7.1 | Simulasi Gerak Longitudinal terhadap Gangguan Internal | 58 |
| 4.7.2 | Simulasi Gerak Longitudinal terhadap Gangguan Eksternal | 59 |
| 4.8 | Simulasi dan Analisis Hasil Desain Kendali Gerak Lateral-direksional LSU-05 | 61 |
| 4.9 | Simulasi Gerak Lateral-direksional terhadap Gangguan | 63 |
| 4.9.1 | Simulasi Gerak Lateral-direksional terhadap Gangguan Internal | 63 |
| 4.9.2 | Simulasi Gerak Lateral-direksional terhadap Gangguan Eksternal | 64 |
| 4.10 | Perbandingan Step Respon Kendali SMC dengan LQR (Linier Kuadratik Regulator) | 66 |
| BAB V | PENUTUP | 69 |
| 5.1 | Kesimpulan | 69 |
| 5.2 | Saran | 70 |
| DAFTAR PUSTAKA | | 71 |
| LAMPIRAN A | <i>Source Code</i> | 75 |
| LAMPIRAN B | Sinyal Gangguan | 77 |
| LAMPIRAN C | Biodata Penulis | 81 |



Halaman ini sengaja dikosongkan.

DAFTAR GAMBAR

| | | |
|-------------|--|----|
| Gambar 2.1 | Bentuk Fisik LSU-05 | 6 |
| Gambar 2.2 | Posisi Bidang Kontrol Gerak Pesawat [8] .. | 7 |
| Gambar 2.3 | Sistem Sumbu Badan Pesawat | 9 |
| Gambar 2.4 | Sistem Sumbu Bumi[10] | 10 |
| Gambar 2.5 | Koordinat Rotasi Terhadap Sumbu-X | 11 |
| Gambar 2.6 | Komponen Gaya Gravitasi | 15 |
| Gambar 2.7 | Hubungan Sudut Pergerakan Euler dan Kecepatan Angular Pesawat | 19 |
| Gambar 2.8 | Sumbu Stabilitas Kondisi Kesetimbangan dan Gangguan LSU-05 .. | 28 |
| Gambar 2.9 | Komponen Dasar Sistem Pengendalian.... | 34 |
| Gambar 2.10 | Jaringan Lup Terbuka | 35 |
| Gambar 2.11 | Jaringan Lup Tertutup | 36 |
| Gambar 2.12 | Kondisi Chattering | 39 |
| Gambar 2.13 | <i>Sliding Mode Control</i> dengan <i>boundary layer</i> | 39 |
| Gambar 2.14 | Spesifikasi Respon Waktu | 41 |
| Gambar 4.1 | Diagram Blok Sistem Gerak Longitudinal LSU-05 | 49 |
| Gambar 4.2 | Diagram Blok Sistem Gerak Lateral-direksional LSU-05 | 52 |
| Gambar 4.3 | Diagram Blok <i>Controller</i> SMC | 55 |
| Gambar 4.4 | Diagram Blok Simulasi Gerak Longitudinal dengan Kendali SMC | 55 |
| Gambar 4.5 | Diagram Blok Simulasi Gerak Lateral-direksional dengan Kendali SMC | 56 |

| | | |
|-------------|--|----|
| Gambar 4.6 | Keluaran Sudut <i>Pitch</i> dengan Masukan Sinyal <i>step</i> 0.2 rad | 57 |
| Gambar 4.7 | Perbandingan Keluaran <i>Pitch</i> dengan Parameter Kecepatan Diperkecil | 58 |
| Gambar 4.8 | Perbandingan Keluaran <i>Pitch</i> dengan Parameter Kecepatan Diperbesar | 59 |
| Gambar 4.9 | Keluaran Sudut <i>Pitch</i> dengan Gangguan <i>Impulse</i> sebesar 0.5 N dan 2 N | 60 |
| Gambar 4.10 | Keluaran Sudut <i>Pitch</i> dengan Gangguan Square sebesar 0.5 N dan 2 N | 61 |
| Gambar 4.11 | Keluaran Sudut <i>Roll</i> dengan Masukan Sinyal <i>Step</i> 0.2 rad | 62 |
| Gambar 4.12 | Perbandingan Keluaran Sudut <i>Roll</i> dengan Parameter Kecepatan Diperkecil ... | 63 |
| Gambar 4.13 | Perbandingan Keluaran Sudut <i>Roll</i> dengan Parameter Kecepatan Diperbesar .. | 64 |
| Gambar 4.14 | Keluaran Sudut <i>Roll</i> dengan Gangguan <i>Impulse</i> sebesar 0.1 N dan 1 N | 65 |
| Gambar 4.15 | Keluaran Sudut <i>Roll</i> dengan Gangguan Impuls sebesar 0.1 N dan 1 N | 66 |

DAFTAR TABEL

| | | |
|-----------|---|----|
| Tabel 2.1 | Parameter Fisik LSU-05 | 6 |
| Tabel 2.2 | Komponen Arah Gaya, Momen dan Kecepatan pada Sumbu (X,Y,Z) . | 9 |
| Tabel 2.3 | Matriks Keluaran pada Gerak Longitudinal .. | 31 |
| Tabel 2.4 | Matriks keluaran pada gerak lateral-direksional | 34 |
| Tabel 4.1 | Perbandingan Respon Sudut <i>Pitch</i> LSU-05 sebelum dan sesudah dikendalikan dengan SMC | 57 |
| Tabel 4.2 | Perbandingan Respon Sudut <i>Roll</i> sebelum dan sesudah dikendalikan dengan SMC LSU-05 | 62 |
| Tabel 4.3 | Perbandingan Respon Keluaran Sudut <i>Pitch</i> dan <i>Roll</i> LSU-05 dengan SMC dan LQR | 67 |



Halaman ini sengaja dikosongkan.

Daftar Simbol

| | |
|--------------|---|
| X | Gaya pada sumbu x. |
| Y | Gaya pada sumbu y. |
| Z | Gaya pada sumbu z. |
| L | Momen <i>roll</i> . |
| M | Momen <i>pitch</i> . |
| N | Momen <i>yaw</i> . |
| I | Inersia. |
| m | massa pesawat. |
| U, V, W | Kecepatan Linier. |
| P, Q, R | Kecepatan sudut. |
| α | Sudut angguk. |
| β | Sudut <i>side slip</i> . |
| ϕ | Sudut <i>roll</i> . |
| θ | Sudut angguk (<i>pitch</i>). |
| ψ | Sudut <i>roll</i> . |
| T_{Φ} | Matriks transformasi terhadap sumbu x. |
| T_{Θ} | Matriks transformasi terhadap sumbu y. |
| T_{Ψ} | Matriks transformasii terhadap sumbu z. |



Halaman ini sengaja dikosongkan.

BAB I

PENDAHULUAN

Pada bab ini akan dijelaskan tentang latar belakang, rumusan masalah, batasan masalah, tujuan, manfaat dan sistematika penulisan.

1.1 Latar Belakang

Matematika merupakan salah satu ilmu yang mempunyai banyak aplikasi dalam kehidupan. Aplikasi matematika selanjutnya disebut sebagai matematika terapan. Dalam bidang matematika terapan banyak teori matematika yang dapat diaplikasikan dalam kehidupan sehari-hari. Salah satunya adalah aplikasi matematika dalam dunia penerbangan.

Pada beberapa tahun terakhir, dunia penerbangan telah mengalami perkembangan yang cepat. Banyak sekali penemuan serta perkembangan yang terjadi di dalamnya. Salah satunya adalah dibuatnya pesawat terbang tidak berawak yang disebut *Unmanned Aerial Vehicle*(UAV). Penelitian, pengembangan dan pembuatan UAV termasuk instrumen penunjangnya dibutuhkan banyak disiplin ilmu [1].

Salah satu pengembangan teknologi penerbangan di Indonesia ditunjukkan dengan adanya proyek-proyek di Lembaga Penerbangan dan Antariksa (LAPAN) sebagai lembaga pemerintah, yang mempunyai tugas dan fungsi riset dan pengembangan teknologi penerbangan. Salah satu penelitian dan pengembangan di PUSTEKBANG LAPAN adalah rancang bangun pesawat tanpa awak yang terbukti pada tanggal 2 Juni 2013, berhasil memecahkan rekor MURI dalam hal ini LSU-02, yang berhasil terbang sejauh 200 km dengan mode *autonomous*.

Saat ini UAV yang dikembangkan LAPAN adalah Lapan *Surveillance UAV* (LSU-05). Sebagai langkah awal diturunkan persamaan gerak LSU-05 dalam bentuk persamaan keadaan (*state space*) dalam model longitudinal dan lateral-direksional [2]. Langkah berikutnya melakukan identifikasi dan validasi persamaan keadaan LSU-05 menggunakan data *dummy* [3]. Selanjutnya dilakukan analisis kestabilan statis dan dinamik pada LSU-05 berdasarkan persamaan keadaan yang sudah divalidasi. Ketepatan posisi dan orientasi pesawat terbang (*aircraft*), atau yang biasa disebut dengan *attitude* pesawat terbang, sangat penting untuk mendukung tujuan utama pesawat agar bisa mencapai posisi stabil diudara. Pesawat LSU 05 ini sendiri dirancang untuk dapat menempuh jarak terbang dengan maksimal *payload* yaitu 30 kg untuk terbang nonstop 200 km dengan *endurance* minimal 5 jam, dengan kecepatan kondisi jelajah 30 m/s pada ketinggian terbang operational 3000-9000 meter [4]. Jika secara penuh dikontrol oleh pilot yang berada di darat, seringkali tidak stabil dan rawan kecelakaan. Oleh karena itu perlu sistem kendali yang handal dan sesuai dengan karakter LSU-05.

Pada tugas akhir ini akan dilakukan rancang bangun sistem kendali. Sistem kendali yang digunakan adalah *Sliding Mode Control* (SMC). SMC merupakan salah satu metode pengendalian sistem melalui aplikasi dari kendali pensaklaran (*switching*) berfrekuensi tinggi. Metode ini memiliki konsep pengendalian berdasar atas pemodelan yang tidak harus tepat, melainkan hanya pada estimasi yang terbatas. SMC terkenal dengan kekokohnya dalam mengatasi gangguan. Telah sukses diterapkan dalam berbagai sistem seperti *electric power*, *robot manipulator*, *power converter*, proses industri, dan lain sebagainya [5].

1.2 Rumusan Masalah

Permasalahan yang dibahas pada tugas akhir ini adalah bagaimana merancang sistem kendali LSU-05 dengan metode SMC untuk mengetahui waktu respon dan mendapatkan nilai parameter

kendali LSU-05.

1.3 Batasan Masalah

Batasan masalah pada tugas akhir ini sebagai berikut:

1. Kecepatan pesawat saat terbang konstan.
2. Pesawat terbang diasumsikan terbang lurus kedepan dan *wing level*.
3. Digunakan *state space* (persamaan keadaan) untuk representasi gerak longitudinal dan lateral-direksional yang sudah divalidasi dengan menggunakan data *dummy*.
4. Perancangan kendali SMC dengan metode simulasi menggunakan piranti lunak (*Software*) MATLAB 2012b.

1.4 Tujuan

Tujuan Tugas Akhir ini adalah mengetahui waktu respon dan mendapatkan nilai parameter sistem kendali SMC yang sesuai untuk LSU-05.

1.5 Manfaat

Manfaat yang dapat diambil dari Tugas Akhir ini adalah mendapatkan nilai parameter sistem kendali SMC untuk LSU-05 yang dapat diimplementasi dalam bentuk perangkat keras (*hardware*).

1.6 Sistematika Penulisan

Penulisan Tugas Akhir ini disusun dalam 5 bab, yaitu:

1. BAB I PENDAHULUAN

Pada bab ini akan dijelaskan tentang latar belakang, rumusan masalah, batasan masalah, tujuan, manfaat dan sistematika penulisan.

2. BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Pada bab ini dijelaskan tentang teori-teori prinsip gerak pesawat, sistem kendali SMC, simulasi dan analisisnya.

3. BAB III METODE PENELITIAN

Pada bab ini dijelaskan tentang cara : mendapatkan model persamaan keadaan gerak pesawat, memvalidasi persamaan keadaan, desain sistem kendalai SMC, simulasi penerapan sistem kendali SMC pada persamaan keadaan, simulasi untuk mendapatkan nilai parameter sistem kendali, dan penulisan laporan.

4. BAB IV ANALISIS DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini dilakukan analisis hasil simulasi terkait dengan penerapan sistem kendali SMC pada LSU-05, mengetahui kekurangan dan kelebihan.

5. BAB V PENUTUP

Pada bab ini dirumuskan kesimpulan dan saran terhadap penerapan sistem kendali SMC pada LSU-05 yang dikerjakan dalam Tugas Akhir ini.

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

Bab ini membahas dasar teori yang mendukung dalam pembahasan tugas akhir ini. Dasar teori pendukung tersebut meliputi penjelasan mengenai UAV, sistem sumbu pesawat, persamaan gerak LSU-05, identifikasi parameter, sistem pengendalian, SMC dan metode identifikasi sistem.

2.1 *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*

UAV merupakan pesawat tanpa awak atau pesawat nirawak yang berfungsi dengan kendali jarak jauh oleh pilot atau mampu mengendalikan dirinya sendiri, menggunakan hukum aerodinamika untuk mengangkat dirinya, bisa digunakan kembali dan mampu membawa muatan baik senjata maupun muatan lainnya. Penggunaan terbesar dari pesawat tanpa awak ini adalah dibidang militer [6].

2.1.1 *Lapan Surveillance UAV (LSU-05)*

Lapan *Surveillance UAV (LSU-05)* merupakan salah satu pesawat tanpa awak generasi kelima yang dikembangkan oleh Lembaga LAPAN. Pesawat ini didesain mampu terbang hingga 5 jam dengan kecepatan rata-rata 30 m/s. LSU-05 dikembangkan sesuai dengan kebutuhan dari beberapa misi yaitu untuk kegiatan penelitian, observasi, patroli, pengawasan perbatasan wilayah, dan investigasi bencana alam [4]. Bentuk fisik LSU-05 ditunjukkan pada Gambar 2.1.



Gambar 2.1: Bentuk Fisik LSU-05

2.1.2 Spesifikasi LSU-05

Spesifikasi LSU-05 ditunjukkan pada Tabel 2.1 dibawah ini [2]:

Tabel 2.1: Parameter Fisik LSU-05

| Simbol | Nama | Besaran |
|----------|--------------------------------|--------------------------|
| MTOW | Total berat pesawat | 75.08 Kg |
| m | massa total | 7.7346 Kg |
| U_0 | Kecepatan <i>cruise cruise</i> | 27.78 m/s |
| b | Panjang bentang sayap | 5.5 m |
| S | Luas Permukaan Sayap | $3.3m^2$ |
| h | Tinggi terbang | 6000 m |
| t | Lama Terbang | 6 jam |
| ρ | Rho udara | $0.6601 \text{ } km/m^3$ |
| π | pi | 3.14 |
| γ | gama | $1*(\pi/180)$ |
| q | Kecepatan rotasi | $0.5*\rho*U_0^2$ |
| e | Bilangan Oswald | 0.9 |
| mach | Bilangan mach | 0.5 |

2.2 Prinsip Dasar Kontrol Pesawat

Sebuah wahana terbang secara umum termasuk pesawat terbang, memiliki bagian-bagian yang sangat menentukan untuk dapat terbang. Sehingga memungkinkannya untuk bergerak dalam enam posisi derajat kebebasan (*six degree of freedom*) [7].

Pesawat tersebut untuk dapat bergerak dalam enam derajat kebebasan tersebut, pesawat terbang memiliki beberapa bidang kendali permukaan (*surface control system*) untuk mengontrol gerak yang akan berpengaruh pada masing-masing derajat kebebasan. Beberapa bidang kontrol tersebut adalah *flaps*, *aileron*, *elevator* dan *rudder*. Bidang kontrol tersebut berfungsi untuk menggerakkan wahana dengan gerak *flaps*, *roll*, *pitch* dan *yaw*. *Throttle* berfungsi untuk mengatur *thrust* / gaya dorong dari mesin pesawat, sehingga akan berpengaruh pada kecepatan pesawat [7]-[8]-[9]. Posisi dari masing-masing bidang kontrol gerak tersebut seperti terlihat pada Gambar 2.2.



Gambar 2.2: Posisi Bidang Kontrol Gerak Pesawat [8]

Flaps digunakan untuk menambah gaya angkat pesawat. *Aileron* adalah kontrol permukaan yang mengontrol gerak guling (*rolling*) pesawat (gerak *rolling*), sebagai contoh, ketika *aileron* sebelah kiri turun kebawah sedangkan *aileron* sebelah kanan naik ke atas, maka gaya angkat akan bertambah pada sayap

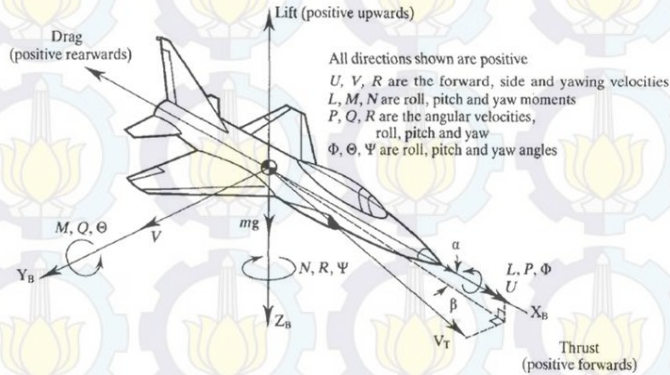
kiri sedangkan pada sayap kanan gaya angkatnya akan berkurang (tekanan diatas sayap kanan bertambah) yang akan menyebabkan pesawat akan berguling kearah kanan. *Elevator* adalah kontrol permukaan yang mengatur gerak naik turun pesawat (gerak *pitching*), ketika *elevator* turun ke bawah maka gaya angkat pada ekor pesawat akan bertambah dan menyebabkan ekor pesawat akan tertarik untuk naik sementara hidung pesawat akan turun ke bawah. *Rudder* adalah kontrol permukaan yang dapat membelokkan hidung pesawat ke kanan atau ke kiri (gerak *yawing*). Jika defleksi *rudder* ke kanan, maka tekanan di sisi kanan ekor vertikal lebih tinggi, sehingga hidung pesawat berbelok ke kanan [9].

2.3 Sistem Sumbu

Pada pesawat terdapat dua sumbu koordinat yaitu sumbu yang mengacu pada badan pesawat dan sumbu yang mengacu pada bumi. Kedua sumbu ini mempunyai arah yang berbeda, tetapi kedua sumbu ini dapat ditransformasikan dengan menggunakan sudut *Euler* [10].

2.3.1 Sistem Sumbu Badan

Sistem sumbu badan merupakan sumbu yang mengacu pada badan pesawat. Sumbu X sepanjang sumbu longitudinal pesawat positif ke depan, sumbu Y tegak lurus pada bidang simetri dan positif ke arah kanan dan sumbu Z pada bidang simetri tegak pesawat dan tegak lurus sumbu X dalam kedudukan terbang datar positif ke bawah. Sistem sumbu badan ditunjukkan pada Gambar 2.3 [10]. Gerak translasi pesawat diberikan oleh komponen kecepatan yaitu U , V , dan W pada arah X , Y , dan Z . Gerak rotasi diberikan oleh komponen kecepatan sudut P , Q , dan R . Kecepatan rotasi ini menyebabkan momen L , M , dan N , pada sumbu X , Y , dan Z . Gerak rotasi di sepanjang sumbu X disebut sebagai gerak *roll*, L dan P masing-masing disebut sebagai momen dan kecepatan. Gerak rotasi pada sumbu Y disebut *pitch*, M dan Q masing-masing adalah momen dan kecepatan. Gerak pada sumbu Z disebut gerak



Gambar 2.3: Sistem Sumbu Badan Pesawat

yaw dengan N dan R adalah momen dan kecepatannya. Parameter-parameter tersebut seperti ditampilkan pada Table 2.2 dibawah ini.

Tabel 2.2: Komponen Arah Gaya, Momen dan Kecepatan pada Sumbu (X,Y,Z)

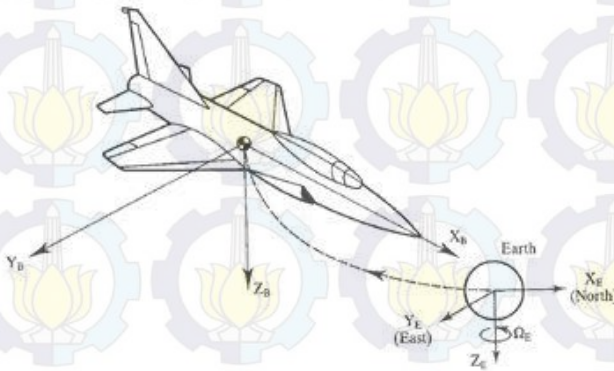
| | Sumbu Roll X_B | Sumbu Pitch Y_B | Sumbu Yaw Z_B |
|---------------------|---------------------|----------------------|--------------------|
| Kecepatan Sudut | P | Q | R |
| Kecepatan Translasi | U | V | W |
| Gaya Aerodinamika | X | Y | Z |
| Momen Aerodinamika | L | M | N |
| Momen Inersia | I_x | I_y | I_z |
| Perubahan Sudut | Φ | Θ | Ψ |

Pada Tabel 2.2 Komponen arah gaya, momen dan kecepatan pada sumbu (X,Y,Z). Gerak rotasi sepanjang sumbu X disebut dengan gerak *roll*, sepanjang sumbu Y disebut dengan gerak *pitch*, dan sepanjang sumbu Z disebut gerak *yaw*. Masing-masing sumbu X, Y, dan Z mempunyai kecepatan linier U, V, W dan mempunyai

kecepatan sudut P, Q, R. Kecepatan sudut P, Q, R masing-masing mempunyai momen yaitu L, M, N dan momen inersia I_x, I_y, I_z .

2.3.2 Sistem Sumbu Bumi

Sistem sumbu bumi ini merupakan sistem koordinat objek yang berpusat di bumi, contoh UAV yang dikendalikan oleh pilot dari *ground station*. Sistem ini menyebabkan orientasi sistem sumbu badan berubah sesuai gerak wahana pesawat jika acuannya sumbu bumi. Sumbu bumi ini biasanya mengambil acuan arah mata angin. Sumbu X_E ke arah utara, Y_E ke arah timur, dan sumbu Z_E ke arah pusat bumi, sistem ini juga biasa disebut dengan sistem koordinat NED (*North East Down*). Titik pusat sumbu NED ini terdapat pada *center of gravity* (c.g). Sistem sumbu bumi ini sebagai referensi dari efek gravitasi, posisi pesawat, perubahan jarak horizontal dan juga orientasi wahana [10].



Gambar 2.4: Sistem Sumbu Bumi

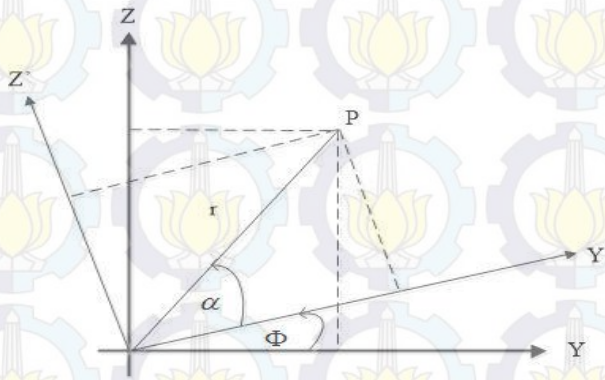
Pada Gambar 2.4 terlihat bahwa sistem sumbu badan pesawat dan sistem sumbu bumi mempunyai arah yang berbeda. Sistem sumbu bumi mengacu pada arah mata angin atau yang disebut juga sistem koordinat NED. Perbedaan arah ini dapat ditransformasikan

dengan sudut Euler. Sudut Euler (Φ, Θ, Ψ) ini biasanya digunakan untuk menentukan *attitude* pesawat.

2.3.3 Transformasi Sumbu Koordinat Pesawat

Rotasi digunakan untuk mengetahui koordinat badan pesawat terhadap koordinat bumi. Rotasi-rotasi tersebut antara lain:

1. Rotasi terhadap sumbu x, bernilai positif jika sayap kanan pesawat bergerak ke bawah (*roll* Φ).



Gambar 2.5: Koordinat Rotasi Terhadap Sumbu-X

$$Y_P = r \cdot \cos(\alpha + \Phi) = r \cdot \cos \alpha \cdot \cos \Phi - r \cdot \sin \alpha \cdot \sin \Phi \quad (2.1)$$

$$Z_P = r \cdot \sin(\alpha + \Phi) = r \cdot \sin \alpha \cdot \cos \Phi + r \cdot \cos \alpha \cdot \sin \Phi \quad (2.2)$$

$$Y'_P = r \cdot \cos \alpha \quad (2.3)$$

$$Z'_P = r \cdot \sin \alpha \quad (2.4)$$

dengan mensubstitusi Persamaan diatas, diperoleh

$$Y_P = Y'_P \cdot \cos \Phi - Z'_P \cdot \sin \Phi \quad (2.5)$$

$$Z_P = Z'_P \cdot \cos \Phi + Y'_P \cdot \sin \Phi \quad (2.6)$$

$$\begin{bmatrix} Y_P \\ Z_P \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Phi & -\sin \Phi \\ \sin \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y'_P \\ Z'_P \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

dari Persamaan (2.7) diperoleh

$$\begin{bmatrix} Y'_P \\ Z'_P \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Phi & \sin \Phi \\ -\sin \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y_P \\ Z_P \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

sehingga diperoleh persamaan rotasi terhadap sumbu-x adalah

$$\begin{bmatrix} X'_P \\ Y'_P \\ Z'_P \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & \sin \Phi \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_P \\ Y_P \\ Z_P \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

dari Persamaan (2.9) diperoleh matriks transformasi terhadap sumbu-x adalah sebagai berikut [10]-[11]:

$$T_\Phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & \sin \Phi \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

2. Rotasi terhadap sumbu y, bernilai positif jika hidung pesawat bergerak ke atas (*pitch* Θ). Matriks transformasi terhadap sumbu y adalah sebagai berikut [10]-[11]:

$$T_\Theta = \begin{bmatrix} \cos \Theta & 0 & -\sin \Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Theta & 0 & \cos \Theta \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

3. Rotasi terhadap sumbu z, bernilai positif jika hidung pesawat bergerak ke kanan (*yaw* Ψ). Matriks transformasi terhadap sumbu z adalah sebagai berikut [10]-[11]:

$$T_\Psi = \begin{bmatrix} \cos \Psi & \sin \Psi & 0 \\ -\sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Matriks T merupakan matriks transformasi total, artinya ketiga rotasi tersebut bekerja secara bersamaan, yang dituliskan sebagai berikut [10]-[11]:

$$T = [T_\Psi][T_\Theta][T_\Phi]$$

$$= \begin{bmatrix} c\Psi c\Theta & s\Psi s\Theta & -s\Theta \\ c\Psi s\Theta s\Phi - s\Psi c\Phi & s\Psi s\Theta s\Phi - c\Psi c\Phi & c\Theta s\Phi \\ c\Psi s\Theta c\Phi - s\Psi s\Phi & s\Psi s\Theta c\Phi - c\Psi s\Phi & c\Theta c\Phi \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Simbol $c\xi$ adalah $\cos \xi$ dan $s\xi$ adalah $\sin \xi$. Matriks T merupakan matriks transformasi dari koordinat badan pesawat ke koordinat tetap di bumi.

2.4 Penurunan Persamaan Gerak Pesawat

Penurunan persamaan gerak pesawat menggunakan penurunan persamaan keadaan, maka gerak pesawat dibedakan atas gerak translasi dan gerak rotasi [10]-[12]. Beberapa asumsi yang diambil selama sikap terbang adalah:

- pesawat adalah benda kaku yang terbang.
- Muatan berada didalam bodi pesawat.
- Selama terbang kecepatan pesawat adalah konstan.

2.4.1 Gerak Translasi

Menggunakan Hukum II Newton:

$$\Sigma F = ma \quad (2.14)$$

dimana:

ΣF = resultan gaya yang bekerja pada pesawat [N]

$$\Sigma F = F + F_{gravity} \quad (2.15)$$

m = massa dari elemen pesawat [kg]

a = percepatan translasi [m/sec^2]

$$\begin{aligned}\Sigma F &= m \frac{d}{dt} v_T \\ &= m \frac{d}{dt} v_T + (\omega \times v_T)\end{aligned}\quad (2.16)$$

v_T = kecepatan translasi [m/sec]

ω = kecepatan angular pesawat [rad/sec]

diketahui bahwa vektor kecepatan linier dan angular total adalah

$$v_T = \hat{i}U + \hat{j}V + \hat{k}W \quad (2.17)$$

$$\omega = \hat{i}P + \hat{j}Q + \hat{k}R \quad (2.18)$$

sehingga

$$\frac{d}{dt} v_T = \hat{i}\dot{U} + \hat{j}\dot{V} + \hat{k}\dot{W} \quad (2.19)$$

dan operasi perkalian silang menghasilkan:

$$\begin{aligned}\omega \times v_T &= \begin{vmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ P & Q & R \\ U & V & W \end{vmatrix} \\ &= \hat{i}(QW - VR) + \hat{j}(UR - PW) + \hat{k}(PV - UQ)\end{aligned}\quad (2.20)$$

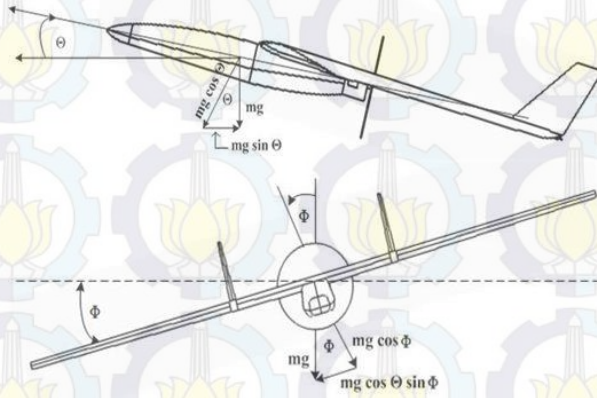
substitusi Persamaan (2.19) dan (2.20) ke Persamaan (2.16), diperoleh:

$$\begin{aligned}\Sigma F &= m\{\hat{i}\dot{U} + \hat{j}\dot{V} + \hat{k}\dot{W} + (\hat{i}(QW - VR) + \hat{j}(UR - PW) \\ &\quad + \hat{k}(PV - UQ))\} \\ \Sigma F &= m\{\hat{i}(\dot{U} + QW - VR) + \hat{j}(\dot{V} + UR - PW) \\ &\quad + \hat{k}(\dot{W} + PV - UQ)\} \\ \Sigma F &= \hat{i}\Sigma F_x + \hat{j}\Sigma F_y + \hat{k}\Sigma F_z\end{aligned}\quad (2.21)$$

sehingga:

$$\begin{aligned}\Sigma F_x &= m(\dot{U} + QW - VR) \\ \Sigma F_y &= m(\dot{V} + UR - PW) \\ \Sigma F_z &= m(\dot{W} + PV - UQ)\end{aligned}\quad (2.22)$$

Gaya karena gravitasi bumi pada pesawat adalah:



Gambar 2.6: Komponen Gaya Gravitasi

$$\begin{aligned}(F_x)_{gravity} &= -mg \sin \Theta \\ (F_y)_{gravity} &= mg \cos \Theta \sin \Phi \\ (F_z)_{gravity} &= mg \cos \Theta \cos \Phi\end{aligned}\quad (2.23)$$

dari Persamaan (2.22) dan (2.23) diperoleh:

$$\begin{aligned}\Sigma F_x &= F_x + (F_x)_{gravity} = m(\dot{U} + QW - VR) \\ \Sigma F_y &= F_y + (F_y)_{gravity} = m(\dot{V} + UR - PW) \\ \Sigma F_z &= F_z + (F_z)_{gravity} = m(\dot{W} + PV - UQ)\end{aligned}\quad (2.24)$$

substitusi Persamaan (2.23) ke Persamaan (2.24), diperoleh:

$$\begin{aligned} F_x - mg \sin \Theta &= m(\dot{U} + QW - VR) \\ F_y + mg \cos \Theta \sin \Phi &= m(\dot{V} + UR - PW) \\ F_z + mg \cos \Theta \cos \Phi &= m(\dot{W} + PV - UQ) \end{aligned} \quad (2.25)$$

karena $F_x = X$, $F_y = Y$, $F_z = Z$, maka Persamaan gaya pada sumbu (x,y,z) menjadi:

$$X - mg \sin \Theta = m(\dot{U} + QW - VR) \quad (2.26)$$

$$Y + mg \cos \Theta \sin \Phi = m(\dot{V} + UR - PW) \quad (2.27)$$

$$Z + mg \cos \Theta \cos \Phi = m(\dot{W} + PV - UQ) \quad (2.28)$$

atau dapat ditulis menjadi:

$$X = m(\dot{U} + QW - VR + g \sin \Theta) \quad (2.29)$$

$$Y = m(\dot{V} + UR - PW - g \cos \Theta \sin \Phi) \quad (2.30)$$

$$Z = m(\dot{W} + PV - UQ - g \cos \Theta \cos \Phi) \quad (2.31)$$

2.4.2 Gerak Rotasi

Momen angular didefinisikan sebagai berikut:

$$H = I\omega \quad (2.32)$$

dimana,

H = momentum angular [kgm^2rad/sec]

I = momen inesia [kgm^2]

matriks inersia didefinisikan sebagai:

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.33)$$

$$M = \frac{d}{dt}H + \omega \times H \quad (2.34)$$

dimana,

$$M = \text{torsi [kgm}^2\text{rad/sec}^2\text{]}$$

substitusi Persamaan (2.32) ke Persamaan (2.34), sehingga diperoleh:

$$M = I \frac{d}{dt}(\omega + \omega \times \omega) + \omega \times H \quad (2.35)$$

dan $\omega \times \omega = 0$

dari Persamaan (2.18) diperoleh:

$$\frac{d}{dt}\omega = \hat{i}\dot{P} + \hat{j}\dot{Q} + \hat{k}\dot{R} \quad (2.36)$$

dan

$$\omega \times H = \begin{vmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ P & Q & R \\ h_x & h_y & h_z \end{vmatrix} \quad (2.37)$$

untuk

$$\begin{aligned} H &= I\omega \\ &= \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} I_{xx}P - I_{xy}Q - I_{xz}R \\ -I_{xy}P + I_{yy}Q - I_{yz}R \\ -I_{xz}P - I_{yz}Q + I_{zz}R \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.38)$$

dengan h_x , h_y dan h_z adalah komponen-komponen dari H , sehingga:

$$\begin{aligned} h_x &= I_{xx}P - I_{xy}Q - I_{xz}R \\ h_y &= -I_{xy}P + I_{yy}Q - I_{yz}R \\ h_z &= -I_{xz}P - I_{yz}Q + I_{zz}R \end{aligned} \quad (2.39)$$

dan

$$I \frac{d}{dt} \omega = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{P} - I_{xy}\dot{Q} - I_{xz}\dot{R} \\ -I_{xy}\dot{P} + I_{yy}\dot{Q} - I_{yz}\dot{R} \\ -I_{xz}\dot{P} - I_{yz}\dot{Q} + I_{zz}\dot{R} \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

secara umum, pesawat adalah simetri terhadap bidang XZ, dan akibatnya adalah:

$$I_{xy} = I_{yz} = 0$$

oleh karena itu,

$$h_x = I_{xx}P - I_{xz}R \quad (2.41)$$

$$h_y = I_{yy}Q \quad (2.42)$$

$$h_z = -I_{xz}P + I_{zz}R \quad (2.43)$$

dan

$$I \frac{d}{dt} \omega = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{P} - I_{xz}\dot{R} \\ I_{yy}\dot{Q} \\ -I_{xz}\dot{P} + I_{zz}\dot{R} \end{bmatrix} \quad (2.44)$$

dari Persamaan (2.37), maka:

$$\omega \times H = (Qh_z - Rh_y)\hat{i} + (Rh_x - Ph_z)\hat{j} + (Ph_y - Qh_x)\hat{k} \quad (2.45)$$

substitusi Persamaan (2.41), (2.42) dan (2.43) ke Persamaan (2.45), maka:

$$\begin{aligned} \omega \times H &= (-PQI_{xz} + RQI_{zz} - RQI_{yy})\hat{i} \\ &+ (PRI_{xx} - R^2I_{xz} + P^2I_{xz} - PRI_{zz})\hat{j} \\ &+ (PQI_{xx} - RQI_{xz} - PQI_{yy})\hat{k} \end{aligned} \quad (2.46)$$

dari Persamaan (2.35), (2.44) dan (2.46) dikombinasikan menjadi:

$$\begin{aligned} M_x &= I_{xx}\dot{P} - I_{xz}(\dot{R} + PQ) + QR(I_{zz} - I_{yy}) \\ M_y &= I_{yy}\dot{Q} + I_{xz}(P^2 - R^2) + PR(I_{xx} - I_{zz}) \\ M_z &= I_{zz}\dot{R} - I_{xz}\dot{P} + PQ(I_{xx} - I_{yy}) + RQI_{xz} \end{aligned} \quad (2.47)$$

dimana M_x , M_y dan M_z adalah komponen-komponen dari M . Secara umum dapat dinotasikan bahwa:

$$M_x = L, M_y = M \text{ dan } M_z = N$$

dimana L , M dan N adalah momen *roll*, *pitch* dan *yaw*. Oleh karena itu, Persamaan (2.47) menjadi:

$$L = I_{xx}\dot{P} - I_{xz}(\dot{R} + PQ) + QR(I_{zz} - I_{yy}) \quad (2.48)$$

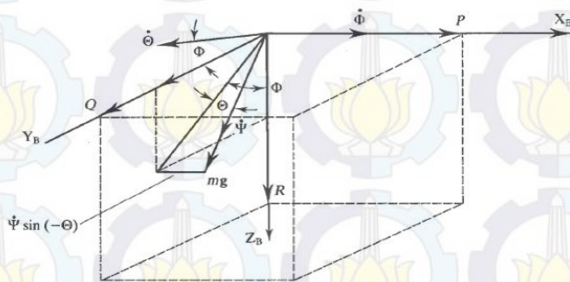
$$M = I_{yy}\dot{Q} + I_{xz}(P^2 - R^2) + PR(I_{xx} - I_{zz}) \quad (2.49)$$

$$N = I_{zz}\dot{R} - I_{xz}\dot{P} + PQ(I_{xx} - I_{yy}) + RQI_{xz} \quad (2.50)$$

Tiga persamaan akibat pengaruh *roll*, *pitch*, *yaw*, dimana *pitch* (2.49) melekat pada gerak longitudinal, sedangkan *roll* (2.48) dan *yaw* (2.50) melekat pada gerak lateral-direksional.

2.4.3 Kinematika Sudut Sikap Terbang

Untuk keperluan analisis manuver dan tanggapan dinamik pesawat terbang, digunakan tiga sudut gerak rotasi pesawat terbang, yaitu: *roll* (Φ), *pitch* (Θ), dan *yaw* (Ψ). Hubungan sudut pergerakan euler dan kecepatan angular pesawat ditunjukkan pada gambar dibawah ini [10].



Gambar 2.7: Hubungan Sudut Pergerakan Euler dan Kecepatan Angular Pesawat

Dari gambar diperoleh persamaan sebagai berikut:

$$P = \dot{\Phi} - \dot{\Psi} \sin \Theta \quad (2.51)$$

$$Q = \dot{\Theta} \cos \Phi + \dot{\Psi} \cos \Theta \sin \Phi \quad (2.52)$$

$$R = -\dot{\Theta} \sin \Phi + \dot{\Psi} \cos \Theta \cos \phi \quad (2.53)$$

atau dapat ditulis dalam bentuk:

$$\dot{\Phi} = P + Q \sin \Phi \tan \Theta + R \cos \Phi \tan \Theta \quad (2.54)$$

$$\dot{\Theta} = Q \cos \Phi - R \sin \Phi \quad (2.55)$$

$$\dot{\Psi} = Q \frac{\sin \Phi}{\cos \Theta} + R \frac{\cos \Phi}{\sin \Theta} \quad (2.56)$$

2.4.4 Linierisasi

Persamaan (2.29) - (2.31) dan (2.48) - (2.50) diatas adalah non-linear [10]-[13]-[14]. Apabila semua variabel mendapat gangguan (terjadi perubahan yang relatif kecil), dimana:

$$\begin{aligned} X &= X_0 + x & U &= U_0 + u \\ Y &= Y_0 + y & V &= V_0 + v \\ Z &= Z_0 + z & W &= W_0 + w \\ P &= P_0 + p & N &= N_0 + n \\ Q &= Q_0 + q & \Phi &= \Phi_0 + \phi \\ R &= R_0 + r & \Theta &= \Theta_0 + \theta \\ L &= L_0 + l & \Psi &= \Psi_0 + \psi \\ M &= M_0 + m \end{aligned}$$

maka Persamaan (2.29) - (2.31) menjadi:

$$\begin{aligned} X_0 + x &= m((\dot{U}_0 + \dot{u}) + (Q_0 + q)(W_0 + w) - (V_0 + v) \\ &\quad (R_0 + r) + g \sin(\Theta_0 + \theta)) \\ Y_0 + y &= m((\dot{V}_0 + \dot{v}) + (U_0 + u)(R_0 + r) - (P_0 + p) \\ &\quad (W_0 + w) - g \cos(\Theta_0 + \theta) \sin(\Phi_0 + \phi)) \\ Z_0 + z &= m((\dot{W}_0 + \dot{w}) + (P_0 + p)(V_0 + v) - (U_0 + u) \\ &\quad (Q_0 + q) - g \cos(\Theta_0 + \theta) \cos(\Phi_0 + \phi)) \end{aligned} \quad (2.57)$$

atau Persamaan (2.57) dapat ditulis menjadi:

$$\begin{aligned}
 X_0 + x &= m((\dot{U}_0 + \dot{u}) + Q_0 W_0 + q W_0 + Q_0 w + q w - V_0 R_0 \\
 &\quad - V_0 r - R_0 v - v r + g(\sin \Theta_0 \cos \theta + \cos \Theta_0 \sin \theta)) \\
 Y_0 + y &= m((\dot{V}_0 + \dot{v}) + U_0 R_0 + U_0 r + R_0 u + u r - P_0 W_0 \\
 &\quad - P_0 w - W_0 p - p w - g(\cos \Theta_0 \cos \theta - \sin \Theta_0 \sin \theta) \\
 &\quad (\sin \Phi_0 \cos \phi + \cos \Phi_0 \sin \phi)) \\
 Z_0 + z &= m((\dot{W}_0 + \dot{w}) + P_0 V_0 + P_0 v + V_0 p + p v - U_0 Q_0 \\
 &\quad - U_0 q - Q_0 u - u q - g(\cos \Theta_0 \cos \theta - \sin \Theta_0 \sin \theta) \\
 &\quad (\cos \Phi_0 \cos \phi - \sin \Phi_0 \sin \phi)) \quad (2.58)
 \end{aligned}$$

dan Persamaan (2.48) - (2.50) menjadi:

$$\begin{aligned}
 L_0 + l &= I_{xx}(\dot{P}_0 + \dot{p}) - I_{xz}((\dot{R}_0 + \dot{r}) + (P_0 + p)(Q_0 + q)) \\
 &\quad + (Q_0 + q)(R_0 + r)(I_{zz} - I_{yy}) \\
 M_0 + m &= I_{yy}(\dot{Q}_0 + \dot{q}) + (P_0 + p)(R_0 + r)(I_{xx} - I_{zz}) \\
 &\quad + I_{xz}((P_0 + p)^2 - (R_0 + r)^2) \\
 N_0 + n &= I_{zz}(\dot{R}_0 + \dot{r}) - I_{xz}(\dot{P}_0 + \dot{p}) + (P_0 + p)(Q_0 + q) \\
 &\quad (I_{xx} - I_{yy}) + (R_0 + r)(Q_0 + q)I_{xz} \quad (2.59)
 \end{aligned}$$

atau Persamaan (2.59) dapat ditulis menjadi:

$$\begin{aligned}
 L_0 + l &= I_{xx}(\dot{P}_0 + \dot{p}) - I_{xz}((\dot{R}_0 + \dot{r}) + (P_0 Q_0 + P_0 q + Q_0 p \\
 &\quad + p q)(Q_0 R_0 + Q_0 r + R_0 q + q r)(I_{zz} - I_{yy})) \\
 M_0 + m &= I_{yy}(\dot{Q}_0 + \dot{q}) + (P_0 R_0 + P_0 r + R_0 p + p r)(I_{xx} - I_{zz}) \\
 &\quad + I_{xz}(P_0^2 + 2P_0 p + p p - R_0^2 - 2R_0 r - r r) \\
 N_0 + n &= I_{zz}(\dot{R}_0 + \dot{r}) - I_{xz}(\dot{P}_0 + \dot{p}) + (P_0 Q_0 + P_0 q + Q_0 p \\
 &\quad + p q)(I_{xx} - I_{yy}) + (R_0 Q_0 + R_0 q + Q_0 r + q r)I_{xz} \quad (2.60)
 \end{aligned}$$

dan Persamaan (2.51) - (2.53) menjadi:

$$\begin{aligned}
 P_0 + p &= (\dot{\Phi}_0 + \dot{\phi}) - (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi}) \sin(\Theta_0 + \theta) \\
 Q_0 + q &= (\dot{\Theta}_0 + \dot{\theta}) \cos(\Phi_0 + \phi) + (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi}) \cos(\Theta_0 + \theta) \\
 &\quad \sin(\Phi_0 + \phi) \\
 R_0 + r &= -(\dot{\Theta}_0 + \dot{\theta}) \sin(\Phi_0 + \phi) + (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi}) \cos(\Theta_0 + \theta) \\
 &\quad \cos(\Phi_0 + \phi)
 \end{aligned} \tag{2.61}$$

atau Persamaan (2.61) dapat ditulis menjadi:

$$\begin{aligned}
 P_0 + p &= \dot{\Phi}_0 + \dot{\phi} - (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi})(\sin \Theta_0 \cos \theta + \cos \Theta_0 \sin \theta) \\
 Q_0 + q &= (\dot{\Theta}_0 + \dot{\theta})(\cos \Phi_0 \cos \phi - \sin \Phi_0 \sin \phi) + (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi}) \\
 &\quad (\cos \Theta_0 \cos \theta - \sin \Theta_0 \sin \theta)(\sin \Phi_0 \cos \phi + \cos \Phi_0 \sin \phi) \\
 R_0 + r &= -(\dot{\Theta}_0 + \dot{\theta})(\sin \Phi_0 \cos \phi + \cos \Phi_0 \sin \phi) + (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi}) \\
 &\quad (\cos \Theta_0 \cos \theta - \sin \Theta_0 \sin \theta)(\cos \Phi_0 \cos \phi - \sin \Phi_0 \sin \phi)
 \end{aligned} \tag{2.62}$$

Ketika kondisi rata - rata gangguan sangat kecil, maka dipenuhi asumsi [10]:

1. Perkalian (*product*) antar gangguan/bilangan kecil dapat dianggap nol.
2. Sinus dari sudut gangguan dapat dianggap sama dengan sudut gangguan, sedangkan cosinus dari sudut gangguan dianggap sama dengan satu.

Sehingga Persamaan (2.58) menjadi:

$$\begin{aligned}
 X_0 + x &= m((\dot{V}_0 + \dot{u}) + Q_0 W_0 + q W_0 + Q_0 w - V_0 R_0 - V_0 r \\
 &\quad - R_0 v + g(\sin \Theta_0 + \cos \Theta_0 \theta)) \\
 Y_0 + y &= m((\dot{V}_0 + \dot{v}) + U_0 R_0 + U_0 r + R_0 u - P_0 W_0 - P_0 w \\
 &\quad - W_0 p - g(\cos \Theta_0 - \sin \Theta_0 \theta)(\sin \Phi_0 + \cos \Phi_0 \phi)) \\
 Z_0 + z &= m((\dot{W}_0 + \dot{w}) + P_0 V_0 + P_0 v + V_0 p - U_0 Q_0 - U_0 q \\
 &\quad - Q_0 u - g(\cos \Theta_0 - \sin \Theta_0 \theta)(\cos \Phi_0 - \sin \Phi_0 \phi))
 \end{aligned} \tag{2.63}$$

dan Persamaan (2.60) menjadi:

$$\begin{aligned}
 L_0 + l &= I_{xx}(\dot{P}_0 + \dot{p}) - I_{xz}((\dot{R}_0 + \dot{r}) + (P_0 Q_0 + P_0 q + Q_0 p) \\
 &\quad (Q_0 R_0 + Q_0 r + R_0 q)(I_{zz} - I_{yy})) \\
 M_0 + m &= I_{yy}(\dot{Q}_0 + \dot{q}) + (P_0 R_0 + P_0 r + R_0 p)(I_{xx} - I_{zz}) + I_{xz} \\
 &\quad (P_0^2 + 2P_0 p - R_0^2 - 2R_0 r) \\
 N_0 + n &= I_{zz}(\dot{R}_0 + \dot{r}) - I_{xz}(\dot{P}_0 + \dot{p}) + (P_0 Q_0 + P_0 q + Q_0 p) \\
 &\quad (I_{xx} - I_{yy}) + (R_0 Q_0 + R_0 q + Q_0 r)I_{xz}
 \end{aligned} \tag{2.64}$$

dan Persamaan (2.62) menjadi:

$$\begin{aligned}
 P_0 + p &= \dot{\Phi}_0 + \dot{\phi} - (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi})(\sin \Theta_0 + \cos \Theta_0 \theta) \\
 Q_0 + q &= (\dot{\Theta}_0 + \dot{\theta})(\cos \Phi_0 - \sin \Phi_0 \phi) + (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi}) \\
 &\quad (\cos \Theta_0 - \sin \Theta_0 \theta)(\sin \Phi_0 + \cos \Phi_0 \phi) \\
 R_0 + r &= -(\dot{\Theta}_0 + \dot{\theta})(\sin \Phi_0 + \cos \Phi_0 \phi) + (\dot{\Psi}_0 + \dot{\psi}) \\
 &\quad (\cos \Theta_0 - \sin \Theta_0 \theta)(\cos \Phi_0 - \sin \Phi_0 \phi)
 \end{aligned} \tag{2.65}$$

Persamaan (2.63) - (2.65) merupakan persamaan gerak UAV yang terdiri dari persamaan pada kondisi *trim* dan persamaan gangguan. Karena pelinieran, maka persamaan pada kondisi

setimbang diabaikan. Persamaan (2.63) menjadi:

$$\begin{aligned}x &= m(\dot{u} + W_0q + Q_0w - V_0r - R_0v + g \cos \Theta_0\theta) \\y &= m(\dot{v} + U_0r + R_0u - P_0w - W_0p - g(\cos \Theta_0 \cos \Phi_0\phi \\&\quad - \sin \Theta_0 \sin \Phi_0\theta)) \\z &= m(\dot{w} + P_0v + V_0p - U_0q - Q_0u + g(\cos \Theta_0 \sin \Phi_0\phi \\&\quad + \sin \Theta_0 \cos \Phi_0\theta))\end{aligned}\quad (2.66)$$

dan Persamaan (2.64) menjadi:

$$\begin{aligned}l &= I_{xx}\dot{p} - I_{xz}(\dot{r} + P_0q + Q_0p) + (Q_0r + R_0q)(I_{zz} - I_{yy}) \\m &= I_{yy}\dot{q} + (P_0r + R_0p)(I_{xx} - I_{zz}) + I_{xz}(2P_0p - 2R_0r) \\n &= I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} + (P_0q + Q_0p)(I_{xx} - I_{yy}) + (R_0q + Q_0r)I_{xz}\end{aligned}\quad (2.67)$$

dan Persamaan (2.65) menjadi:

$$\begin{aligned}p &= \dot{\phi} - \dot{\Psi}_0 \cos \Theta_0\theta - \dot{\psi} \sin \Theta_0 \\q &= -\dot{\Theta}_0 \sin \Phi_0\phi + \dot{\theta} \cos \Phi_0 + \dot{\Psi}_0(\cos \Theta_0 \cos \Phi_0\phi - \sin \Theta_0 \\&\quad \sin \Phi_0\theta) + \dot{\psi} \cos \Theta_0 \sin \Phi_0 \\r &= -\dot{\Theta}_0 \cos \Phi_0\phi - \dot{\theta} \sin \Phi_0 - \dot{\Psi}_0(\cos \Theta_0 \cos \Phi_0\phi + \sin \Theta_0 \\&\quad \sin \Phi_0\theta) + \dot{\psi} \cos \Theta_0 \cos \Phi_0\end{aligned}\quad (2.68)$$

kondisi kesetimbangan boleh disesuaikan kembali apabila terjadi hal berikut [10]:

1. Terbang lurus (*straight*) menyebabkan $\dot{\Psi}_0 = 0$.
2. Terbang simetri menyebabkan $\Psi_0 = V_0 = 0$.
3. Terbang dengan sayap mendatar menyebabkan $\Phi_0 = 0$.
4. Terbang setimbang (*trimmed*) menyebabkan $P_0 = Q_0 = R_0 = 0$ hal ini berakibat juga $P_0 = Q_0 = R_0 = 0$.

sehingga Persamaan (2.66) menjadi:

$$\begin{aligned}x &= m(\dot{u} + W_0 q + g \cos \Theta_0 \theta) \\y &= m(\dot{v} + U_0 r - W_0 p - g \cos \Theta_0 \phi) \\z &= m(\dot{w} - U_0 q + g \sin \Theta_0 \theta)\end{aligned}\quad (2.69)$$

dan Persamaan (2.67) menjadi:

$$\begin{aligned}l &= I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} \\m &= I_{yy}\dot{q} \\n &= I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p}\end{aligned}\quad (2.70)$$

dan Persamaan (2.68) menjadi:

$$\begin{aligned}p &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \Theta_0 \\q &= \dot{\theta} \\r &= \dot{\psi} \cos \Theta_0\end{aligned}\quad (2.71)$$

Persamaan di atas merupakan persamaan perubahan kecil di sekitar nilai kesetimbangan (persamaan gangguan). Adapun fungsi gangguan yang cukup dominan dalam analisis gerak UAV adalah

$$\begin{aligned}x &= f(u, w, \delta_e, \delta_T) \\y &= f(v, p, r, \delta_r) \\z &= f(u, w, \dot{w}, q, \delta_e, \delta_T) \\l &= f(v, p, r, \delta_r, \delta_a) \\m &= f(u, w, \dot{w}, q, \delta_e, \delta_T) \\n &= f(v, p, r, \delta_r, \delta_a)\end{aligned}$$

dengan deret Taylor persamaan fungsi gangguan dituliskan sebagai berikut:

$$\begin{aligned}x &= \frac{\partial X}{\partial u}u + \frac{\partial X}{\partial w}w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\delta_T \\y &= \frac{\partial Y}{\partial v}v + \frac{\partial Y}{\partial p}p + \frac{\partial Y}{\partial r}r + \frac{\partial Y}{\partial \delta_r}\delta_r \\z &= \frac{\partial Z}{\partial u}u + \frac{\partial Z}{\partial w}w + \frac{\partial Z}{\partial \dot{w}}\dot{w} + \frac{\partial Z}{\partial q}q + \frac{\partial Z}{\partial \delta_e}\delta_e + \frac{\partial Z}{\partial \delta_T}\delta_T\end{aligned}\quad (2.72)$$

untuk persamaan gangguan momen menjadi:

$$\begin{aligned}
 l &= \frac{\partial L}{\partial v}v + \frac{\partial L}{\partial p}p + \frac{\partial L}{\partial r}r + \frac{\partial L}{\partial \delta_r}\delta_r + \frac{\partial L}{\partial \delta_a}\delta_a \\
 m &= \frac{\partial M}{\partial u}u + \frac{\partial M}{\partial w}w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}}\dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q}q + \frac{\partial M}{\partial \delta_e}\delta_e + \frac{\partial M}{\partial \delta_T}\delta_T \\
 n &= \frac{\partial N}{\partial v}v + \frac{\partial N}{\partial p}p + \frac{\partial N}{\partial r}r + \frac{\partial N}{\partial \delta_r}\delta_r + \frac{\partial N}{\partial \delta_a}\delta_a \quad (2.73)
 \end{aligned}$$

substitusi Persamaan (2.69) ke Persamaan (2.72), maka diperoleh:

$$\begin{aligned}
 m(\dot{u} + W_0q + g \cos \Theta_0\theta) &= \frac{\partial X}{\partial u}u + \frac{\partial X}{\partial w}w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\delta_T \\
 m(\dot{v} + U_0r - W_0p - g \cos \Theta_0\phi) &= \frac{\partial Y}{\partial v}v + \frac{\partial Y}{\partial p}p + \frac{\partial Y}{\partial r}r + \\
 &\quad \frac{\partial Y}{\partial \delta_r}\delta_r \quad (2.74) \\
 m(\dot{w} - U_0q + g \sin \Theta_0\theta) &= \frac{\partial Z}{\partial u}u + \frac{\partial Z}{\partial w}w + \frac{\partial Z}{\partial \dot{w}}\dot{w} + \frac{\partial Z}{\partial q}q + \\
 &\quad \frac{\partial Z}{\partial \delta_e}\delta_e + \frac{\partial Z}{\partial \delta_T}\delta_T
 \end{aligned}$$

substitusi Persamaan (2.70) ke Persamaan (2.73), maka diperoleh:

$$\begin{aligned}
 I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} &= \frac{\partial L}{\partial v}v + \frac{\partial L}{\partial p}p + \frac{\partial L}{\partial r}r + \frac{\partial L}{\partial \delta_r}\delta_r + \frac{\partial L}{\partial \delta_a}\delta_a \\
 I_{yy}\dot{q} &= \frac{\partial M}{\partial u}u + \frac{\partial M}{\partial w}w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}}\dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q}q + \frac{\partial M}{\partial \delta_e}\delta_e + \frac{\partial M}{\partial \delta_T}\delta_T \\
 I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} &= \frac{\partial N}{\partial v}v + \frac{\partial N}{\partial p}p + \frac{\partial N}{\partial r}r + \frac{\partial N}{\partial \delta_r}\delta_r + \frac{\partial N}{\partial \delta_a}\delta_a \quad (2.75)
 \end{aligned}$$

Jika masing - masing komponen Persamaan (2.74) dibagi dengan massa (m), sedangkan komponen pada Persamaan (2.75) dibagi dengan inersia (I), maka dengan mengikuti definisi dibawah ini:

$$\begin{aligned} X_i &= \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial i} & L_i &= \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial i} \\ Y_i &= \frac{1}{m} \frac{\partial Y}{\partial i} & M_i &= \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial i} \\ Z_i &= \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial i} & N_i &= \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial N}{\partial i} \end{aligned}$$

menyebabkan Persamaan (2.74) dan (2.75) menjadi:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= X_u u + X_w w - W_0 q - g \cos \Theta_0 \theta + X_{\delta_e} \delta_e + X_{\delta_T} \delta_T \\ \dot{v} &= Y_v + Y_p + Y_r - U_0 r + W_0 p + g \cos \Theta_0 \phi + Y_{\delta_r} \delta_r \\ \dot{w} &= Z_u + Z_w + Z_{\dot{w}} \dot{w} + U_0 q - g \sin \Theta_0 \theta + Z_q + Z_{\delta_e} \delta_e + \\ &\quad Z_{\delta_T} \delta_T \end{aligned} \quad (2.76)$$

$$\begin{aligned} \dot{p} &= L_v v + L_p p + L_r r + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \dot{r} + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_r} \delta_r \\ \dot{q} &= M_u + M_w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_q + M_{\delta_e} \delta_e + M_{\delta_T} \delta_T \\ \dot{r} &= N_v + N_p + N_r + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \dot{p} + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\delta_r} \delta_r \end{aligned} \quad (2.77)$$

dengan $X_i, Y_i, Z_i, L_i, M_i, N_i$ adalah parameter UAV atau dalam beberapa literatur dipakai istilah parameter turunan stabilitas (*stability derivatives*).

2.4.5 Persamaan Keadaan Gerak Longitudinal

Gerak longitudinal merupakan gerakan yang diakibatkan oleh gaya-gaya yang bekerja pada bidang simetris XZ. Gerak ini melibatkan kecepatan linier ke depan, ke atas, laju sudut angguk (*pitch rate*) dan sudut angguk (*pitch attitude*). Sehingga persamaan gerak longitudinalnya adalah sebagai berikut [10]:

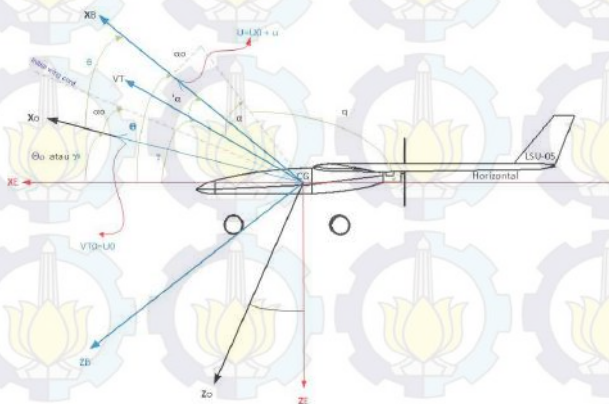
$$\begin{aligned} \dot{u} &= X_u u + X_w w - W_0 q - g \cos \Theta_0 \theta + X_{\delta_e} \delta_e + X_{\delta_T} \delta_T \\ \dot{w} &= Z_u u + Z_w w + Z_{\dot{w}} \dot{w} + U_0 q - g \sin \Theta_0 \theta + Z_q + Z_{\delta_e} \delta_e + \\ &\quad Z_{\delta_T} \delta_T \\ \dot{q} &= M_u u + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_q q + M_{\delta_e} \delta_e + M_{\delta_T} \delta_T \end{aligned} \quad (2.78)$$

untuk melengkapi persamaan gerak wahana terbang, maka ditambahkan Persamaan (2.71):

$$\dot{\theta} = q$$

Dari sejumlah data terbang aerodinamika, tidak semua parameter terbang berpengaruh secara signifikan. Dalam analisa kestabilan ada beberapa parameter terbang yang perlu diabaikan, hal ini dikarenakan parameter tersebut tidak berpengaruh signifikan terhadap respon gerak pesawat. Pada gerak longitudinal ini parameter yang diabaikan adalah $Z_{\dot{w}}$, $Z_{\dot{w}}$ [10].

Representasi salib sumbu stabilitas pada gambar berikut [15]-[16].



Gambar 2.8: Sumbu Stabilitas Kondisi Kesetimbangan dan Gangguan LSU-05

Pada Gambar 2.7 sumbu kestabilan pada kondisi kesetimbangan dan gangguan terhadap sebuah pesawat di atas, dapat dilihat bahwa sumbu OX_B adalah sumbu longitudinal dari pesawat, sumbu ini segaris dengan arah vektor kecepatan dari pesawat, akibatnya $W_0 = 0$. Sedangkan X_0, Y_0, Z_0 adalah sumbu keseimbangan pesawat. Pada Gambar 2.4 juga dijelaskan bahwa Θ_0 adalah sudut angguk (*pitch angle*), sedangkan γ_0 adalah sudut lintas terbang (*flight path angle*).

Oleh karena itu, sistem persamaan gerak longitudinal pada Persamaan (2.78) menjadi:

$$\dot{u} = X_u u + X_w w - g \cos \Theta_0 \theta + X_{\delta_e} \delta_e + X_{\delta_T} \delta_T \quad (2.79)$$

$$\dot{w} = Z_u u + Z_w w + U_0 q - g \sin \Theta_0 \theta + Z_{\delta_e} \delta_e + Z_{\delta_T} \delta_T \quad (2.80)$$

$$\dot{q} = M_u u + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_q q + M_{\delta_e} \delta_e + M_{\delta_T} \delta_T \quad (2.81)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (2.82)$$

substitusi Persamaan (2.80) ke Persamaan (2.81), maka diperoleh:

$$\dot{q} = M_u u + M_w w + M_{\dot{w}} (Z_u u + Z_w w + U_0 q - g \sin \Theta_0 \theta + Z_{\delta_e} \delta_e + Z_{\delta_T} \delta_T) + M_q q + M_{\delta_e} \delta_e + M_{\delta_T} \delta_T$$

atau dapat ditulis menjadi:

$$\begin{aligned} \dot{q} &= (M_u + M_{\dot{w}} Z_u) u + (M_w + M_{\dot{w}} Z_w) w + (M_q + M_{\dot{w}} U_0) q \\ &\quad g M_{\dot{w}} \sin \Theta_0 \theta + (M_{\delta_e} + M_{\dot{w}} Z_{\delta_e}) \delta_e + (M_{\delta_T} + M_{\dot{w}} Z_{\delta_T}) \delta_T \\ \dot{q} &= \tilde{M}_u u + \tilde{M}_w w + \tilde{M}_q q + \tilde{M}_\theta \theta + \tilde{M}_{\delta_e} \delta_e + \tilde{M}_{\delta_T} \delta_T \end{aligned}$$

dimana:

$$\begin{aligned} \tilde{M}_u &= (M_u + M_{\dot{w}} Z_u) \\ \tilde{M}_w &= (M_w + M_{\dot{w}} Z_w) \\ \tilde{M}_q &= (M_q + M_{\dot{w}} U_0) \\ \tilde{M}_\theta &= (g M_{\dot{w}} \sin \Theta_0) \\ \tilde{M}_{\delta_e} &= (M_{\delta_e} + M_{\dot{w}} Z_{\delta_e}) \\ \tilde{M}_{\delta_T} &= (M_{\delta_T} + M_{\dot{w}} Z_{\delta_T}) \end{aligned}$$

Oleh karena itu, persamaan gerak longitudinalnya menjadi:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= X_u u + X_w w - g \cos \Theta_0 \theta + X_{\delta_e} \delta_e + X_{\delta_T} \delta_T \\ \dot{w} &= Z_u u + Z_w w + U_0 q - g \sin \Theta_0 \theta + Z_{\delta_e} \delta_e + Z_{\delta_T} \delta_T \\ \dot{q} &= \tilde{M}_u u + \tilde{M}_w w + \tilde{M}_q q + \tilde{M}_\theta \theta + \tilde{M}_{\delta_e} \delta_e + \tilde{M}_{\delta_T} \delta_T \quad (2.83) \\ \dot{\theta} &= q \end{aligned}$$

Dalam analisis kestabilan sudut serang (α) sering digunakan sebagai variabel keadaan dari pada kecepatan linier (w), sehingga untuk sudut yang sangat kecil dipenuhi kondisi $w = U_0\alpha$ atau $\alpha = \frac{w}{U_0}$ [10]. Akibatnya, persamaan gerak longitudinal (2.83) menjadi:

$$\begin{aligned}\dot{u} &= X_u u + X_\alpha \alpha - g \cos \Theta_0 \theta + X_{\delta_e} \delta_e + X_{\delta_T} \delta_T \\ \dot{\alpha} &= Z_u^* u + Z_w \alpha + U_0 q - g \sin \Theta_0 \theta + Z_{\delta_e}^* \delta_e + Z_{\delta_T}^* \delta_T \\ \dot{q} &= \tilde{M}_u u + \tilde{M}_\alpha \alpha + \tilde{M}_q q + \tilde{M}_\theta \theta + \tilde{M}_{\delta_e} \delta_e + \tilde{M}_{\delta_T} \delta_T \\ \dot{\theta} &= q\end{aligned}\quad (2.84)$$

dimana:

$$\begin{aligned}Z_u^* &= \frac{Z_u}{U_0} & Z_{\delta_e}^* &= \frac{Z_{\delta_e}}{U_0} \\ Z_{\delta_T}^* &= \frac{Z_{\delta_T}}{U_0} & X_\alpha &= X_w U_0 \\ \tilde{M}_\alpha &= \tilde{M}_w U_0\end{aligned}$$

Persamaan (2.84) merupakan persamaan pesawat untuk gerak longitudinal. Jika Persamaan (2.84) dibentuk menjadi persamaan keadaan $\dot{x} = Ax + Bu$, maka:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_T \end{bmatrix} \\ A &= \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & 0 & -g \cos \Theta_0 \\ Z_u^* & Z_w & 1 & -\frac{g \sin \Theta_0}{U_0} \\ \tilde{M}_u & \tilde{M}_\alpha & \tilde{M}_q & \tilde{M}_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \\ B &= \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_T} \\ Z_{\delta_e}^* & Z_{\delta_T}^* \\ \tilde{M}_{\delta_e} & \tilde{M}_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}\end{aligned}$$

Dari matriks persamaan keadaan diatas, terlihat bahwa variabel keadaannya terdiri dari kecepatan linier u , sudut serang α , laju sudut angguk q , sudut angguk θ . *Input* (masukan) dari sistem tersebut adalah defleksi sirip *elevator* dan defleksi *throttle*. Sedangkan matriks A dan B adalah parameter terbang dari pesawat.

Pada analisis kestabilan gerak longitudinal ini output yang diharapkan ada empat, yaitu kecepatan linear sumbu- x (u), sudut serang (α), laju sudut angguk (q), dan sudut angguk (θ). Berikut ini adalah matriks *output* (keluaran) $y = Cx$ dari masing-masing keluaran yang diharapkan.

Tabel 2.3: Matriks Keluaran pada Gerak Longitudinal

| No | Keluaran | Matriks Keluaran |
|----|-----------------------|---|
| 1 | $y \triangleq u$ | $\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ |
| 2 | $y \triangleq \alpha$ | $\begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ |
| 3 | $y \triangleq q$ | $\begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$ |
| 4 | $y \triangleq \theta$ | $\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$ |

2.4.6 Persamaan Gerak Lateral-direksional

Gerak lateral-direksional adalah gerakan pesawat yang melibatkan kecepatan linear ke samping v , laju sudut *roll* p , laju sudut *yaw* r , sudut dan *roll* ϕ .

Sehingga persamaan gerak yang terlibat dalam gerak lateral-direksional adalah sebagai berikut [10]:

$$\begin{aligned}
 \dot{v} &= Y_v + Y_p + Y_r - U_0 r + W_0 p + g \cos \Theta_0 \phi + Y_{\delta_r} \delta_r \\
 \dot{p} &= L_v v + L_p p + L_r r + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \dot{r} + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_r} \delta_r \\
 \dot{r} &= N_v + N_p + N_r + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \dot{p} + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\delta_r} \delta_r \\
 \dot{\phi} &= p + r \tan \Theta_0
 \end{aligned} \tag{2.85}$$

Pada gerak lateral-direksional, parameter terbang yang sering diabaikan dalam analisa gerak pesawat adalah Y_p, Y_r [10]. Hal ini dikarenakan parameter tersebut tidak berpengaruh besar terhadap respon gerak pesawat. Disamping itu $W_0 = 0$, seperti yang dijelaskan pada sub bab 4.2.1. Sehingga Persamaan (2.85) menjadi

$$\dot{v} = Y_v - U_0 r + g \cos \Theta_0 \phi + Y_{\delta_r} \delta_r \quad (2.86)$$

$$\dot{p} = L_v v + L_p p + L_r r + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \dot{r} + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_r} \delta_r \quad (2.87)$$

$$\dot{r} = N_v + N_p + N_r + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \dot{p} + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\delta_r} \delta_r \quad (2.88)$$

$$\dot{\phi} = p + r \tan \Theta_0 \quad (2.89)$$

Dengan memisalkan $\frac{I_{xz}}{I_{xx}} = I_A$ dan $\frac{I_{xz}}{I_{zz}} = I_B$ kemudian mensubstitusikan Persamaan (2.87) ke Persamaan (2.88) dan sebaliknya, maka persamaan gerak lateral-direksional menjadi :

$$\begin{aligned} \dot{v} &= Y_v - U_0 r + g \cos \Theta_0 \phi + Y_{\delta_r} \delta_r \\ \dot{p} &= L'_v v + L'_p p + L'_r r + L'_{\delta_a} \delta_a + L'_{\delta_r} \delta_r \\ \dot{r} &= N'_v + N'_p + N'_r + N'_{\delta_a} \delta_a + N'_{\delta_r} \delta_r \\ \dot{\phi} &= p + r \tan \Theta_0 \end{aligned} \quad (2.90)$$

Dimana:

$$\begin{array}{ll} L'_v = (I_A N_v + L_v) & N'_v = (I_B L_v + N_v) \\ L'_p = (I_A N_p + L_p) & N'_p = (I_B L_p + N_p) \\ L'_r = (I_A N_r + L_r) & N'_r = (I_B L_r + N_r) \\ L'_{\delta_a} = (I_A N_{\delta_a} + L_v) & N'_{\delta_a} = (I_B L_{\delta_a} + N_{\delta_a}) \\ L'_{\delta_r} = (I_A N_{\delta_r} + L_{\delta_r}) & N'_{\delta_r} = (I_B L_{\delta_r} + N_{\delta_r}) \end{array}$$

Dalam analisis kestabilan *sideslip angles* (β) sering digunakan sebagai variabel keadaan dari pada *sideslip velocity* (v), sehingga untuk sudut yang sangat kecil dipenuhi kondisi $v = U_0 \beta$ atau $\beta = \frac{v}{U_0}$ [10].

Akibatnya, persamaan gerak lateral-direksional (2.90) menjadi :

$$\begin{aligned}\dot{\beta} &= Y_v \beta - r + \frac{g \cos \Theta_0}{U_0} \phi + \frac{Y_{\delta_r}}{U_0} \delta_r \\ \dot{p} &= L'_\beta \beta + L'_p p + L'_r r + L'_{\delta_a} \delta_a + L'_{\delta_r} \delta_r \\ \dot{r} &= N'_\beta \beta + N'_p p + N'_r r + N'_{\delta_a} \delta_a + N'_{\delta_r} \delta_r \\ \dot{\phi} &= p + r \tan \Theta_0\end{aligned}\quad (2.91)$$

dimana :

$$L'_\beta = L'_v U_0$$

$$N'_\beta = N'_v U_0$$

kemudian Persamaan (2.91) dibentuk menjadi persamaan keadaan

$\dot{x} = Ax + Bu$, dengan :

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \beta \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} \delta_r \\ \delta_a \end{bmatrix}$$

$$A = \begin{bmatrix} Y_v & 0 & -1 & \frac{g \cos \Theta_0}{U_0} \\ L'_\beta & L'_p & L'_r & 0 \\ N'_\beta & N'_p & N'_r & 0 \\ 0 & 1 & \tan \Theta_0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} \frac{Y_{\delta_r}}{U_0} & 0 \\ L'_{\delta_r} & L'_{\delta_a} \\ N'_{\delta_r} & N'_{\delta_a} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Dari matriks persamaan keadaan di atas, terlihat bahwa variabel keadaan terdiri dari *sideslip angles* (β), laju sudut *roll* (p), laju sudut *yaw* (r), serta sudut *roll* (ϕ). Masukan dari sistem tersebut adalah defleksi sirip *rudder* (δ_r) dan *aileron* (δ_a). Sedangkan matriks A dan B merupakan parameter terbang pesawat.

Pada analisis kestabilan gerak lateral-direksional ini keluaran yang diharapkan ada empat, yaitu *sideslip angles* (β), laju sudut *roll* (p), laju sudut *yaw* (r), serta sudut *roll* (ϕ). Berikut ini adalah matriks keluaran $y = Cx$ dari masing-masing keluaran yang diharapkan.

Tabel 2.4: Matriks keluaran pada gerak lateral-direksional

| No | Keluaran | Matriks Keluaran |
|----|----------------------|---|
| 1 | $y \triangleq \beta$ | $\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ |
| 2 | $y \triangleq p$ | $\begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ |
| 3 | $y \triangleq r$ | $\begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$ |
| 4 | $y \triangleq \phi$ | $\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$ |

2.5 Sistem Pengendalian

Sistem pengendalian adalah suatu mekanisme untuk mengendalikan/mengatur satu atau beberapa besaran (variabel, parameter) dari suatu sistem dinamik tertentu dengan tujuan untuk mendapatkan performansi yang baik dari sistem tersebut [17].

Pada dasarnya sistem pengendalian terdiri dari tiga komponen dasar, yaitu masukan, proses pengendalian (*process control*) dan keluaran. Hubungan antara ketiga komponen tersebut akan ditunjukkan pada Gambar 2.9.



Gambar 2.9: Komponen Dasar Sistem Pengendalian

Sistem pengendalian pada dasarnya dikelompokkan sebagai berikut [17]:

1. Berdasarkan jenis operatornya, dibagi menjadi dua, yaitu manual dan otomatis.

(a) Pengendalian manual

Pengendalian yang dilakukan oleh manusia yang

bertindak sebagai operator, dikerjakan langsung oleh manusia.

(b) Pengendalian otomatis

Pengendalian yang dilakukan oleh mesin/peralatan yang bekerja secara otomatis dan operasinya berada di bawah pengawasan manusia. Manusia tidak bertindak langsung untuk menjalankan proses pengendalian, tetapi hanya bertindak mengawasi jalannya mesin pengendalian tersebut.

2. Berdasarkan jaringannya, dibagi menjadi dua, yaitu jaringan lup terbuka (*Open-Loop Control System*) dan jaringan lup tertutup (*Closed-Loop Control System*).

(a) Sistem Lup Terbuka

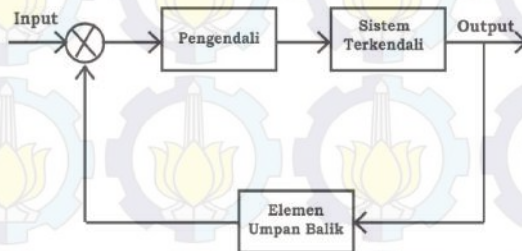
Pengendali lup terbuka atau biasa disebut umpan maju (*feed forward control*) dapat dinyatakan sebagai sistem pengendali yang keluarannya tidak diperhitungkan ulang oleh kontroler. Pada sistem pengendali ini keluaran tidak memberikan efek terhadap besaran masukan, sehingga variabel yang dikendalikan tidak dapat dibandingkan terhadap harga yang diinginkan. Gambar 2.10 menunjukkan cara kerja sistem pengendalian sistem lup terbuka.



Gambar 2.10: Jaringan Lup Terbuka

(b) Sistem Lup Tertutup

Sistem lup tertutup atau *feedback control* dapat dinyatakan sebagai sistem pengendali yang keluarannya diperhatikan ulang oleh kontroler. Pada sistem pengendali ini besaran keluaran memberikan efek terhadap besaran masukan sehingga besaran yang dikendalikan dapat dibandingkan terhadap harga yang diinginkan. Gambar 2.11 menunjukkan cara kerja sistem pengendalian sistem lup tertutup.



Gambar 2.11: Jaringan Lup Tertutup

2.6 Sistem kendali *Sliding Mode Control* (SMC)

SMC merupakan salah satu metode pengendalian sistem melalui aplikasi dari kendali pensaklaran (*switching*) berfrekuensi tinggi. Metode ini memiliki konsep pengendalian berdasarkan pemodelan yang hanya berdasarkan pada estimasi terbatas. Sehingga metode ini cukup tangguh saat digunakan pada sistem yang memiliki ketidakpastian [5].

Formulasi masalah pengendali optimal secara umum diberikan sebagai berikut [18] :

$$\mathbf{x}^{(n)}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}, t) + \mathbf{b}(\mathbf{x}, t)\mathbf{u} + \mathbf{d}(t) \quad (2.92)$$

Dimana \mathbf{u} adalah *control input*, \mathbf{x} merupakan vektor keadaan, $\mathbf{f}(\mathbf{x}, t)$ dan $\mathbf{b}(\mathbf{x}, t)$ berupa fungsi terbatas, $\mathbf{d}(t)$ gangguan eksternal.

Jika x_d adalah $x(t)$ yang diinginkan, maka *tracking error*-nya dinyatakan:

$$\mathbf{e}(t) = x(t) - x_d \quad (2.93)$$

$$\dot{\mathbf{e}}(t) = \dot{x}(t) - \dot{x}_d \quad (2.94)$$

Untuk membentuk desain kendali dari suatu sistem dinamik dengan menggunakan metode SMC, langkah yang harus dilakukan adalah menentukan fungsi *switching*, menentukan *sliding surface*, mendesain *control input* agar memenuhi kondisi *sliding*.

2.6.1 Fungsi Switching

Langkah awal penyelesaian suatu sistem dinamik dengan metode SMC adalah membentuk fungsi *switching*. Fungsi *switching* digunakan untuk menentukan besarnya nilai u agar memenuhi kondisi *sliding*.

Fungsi *switching*, permukaan $s(\mathbf{x}, t)$ memenuhi persamaan [19]-[20]:

$$s(\mathbf{x}, t) = S \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^{n-1} \mathbf{e} \quad (2.95)$$

S adalah matrik berukuran $m \times n$ dan memiliki elemen yang konstan. Parameter S ini disebut sebagai konstanta persamaan permukaan lurus.

2.6.2 Permukaan Sliding(Sliding surface)

Permukaan *Sliding* adalah suatu kondisi pada saat fungsi *switching* memenuhi:

$$s(\mathbf{x}, t) = 0 \quad (2.96)$$

Permukaan *Sliding* berupa garis yang merupakan komponen penting dari SMC sebagai tempat trayektori keadaan meluncur dari kondisi awal menuju keadaan yang diinginkan.

2.6.3 Kondisi *Sliding*

Perancangan *control law* pada metode SMC dilakukan sedemikian hingga $\mathbf{x}(t)$ bergerak menuju permukaan *sliding* dan meluncur pada permukaan tersebut untuk semua $t \geq 0$. Untuk menentukan *control law* agar sistem tetap pada permukaan *sliding*, maka dapat digunakan fungsi sebagai berikut

$$\mathbf{V} = 1/2s^2 \quad (2.97)$$

Dengan $\mathbf{V}(0) = 0$ dan $\mathbf{V} > 0$. Kondisi kestabilan sistem didefinisikan sebagai turunan pertama dari persamaan diatas, sehingga diperoleh:

$$\dot{\mathbf{V}} = s\dot{s} \leq -\eta|s| \quad (2.98)$$

Pertidaksamaan (2.98) disebut kondisi *sliding* yang dapat dinyatakan sebagai:

$$\dot{s} \text{sgn}(s) \leq -\eta \quad (2.99)$$

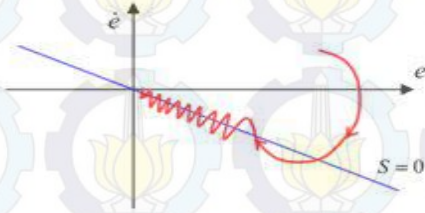
dengan η merupakan konstanta positif dan fungsi *sgn* (*signum*) didefinisikan sebagai

$$\text{sgn}(\mathbf{x}) = \begin{cases} -1 & , x < 0 \\ 1 & , x \geq 1 \end{cases} \quad (2.100)$$

2.6.4 *Sliding Mode Control* dengan *Boundary Layer*

Munculnya *chattering* merupakan salah satu kekurangan dari metode SMC yang dapat menyebabkan ketidakstabilan pada sistem. Pada Gambar menggambarkan kondisi *chattering* dimana trayektori keadaan sistem berupa osilasi dan tidak menuju ke titik asal bidang.

Untuk mencegah ketidakstabilan, pada SMC diterapkan suatu *Boundary Layer*(BL) pada permukaan *sliding* yang memperhalus dinamika *control input* dan memastikan bahwa sistem berada pada *layer*. Lebar dari BL dinyatakan sebagai 2Φ . Diasumsikan bahwa $|s|$ sebagai jarak antara keadaan e dan garis *sliding* $s = 0$, maka vektor keadaan e berada di dalam BL jika $|s| \leq \Phi$, dan berada di



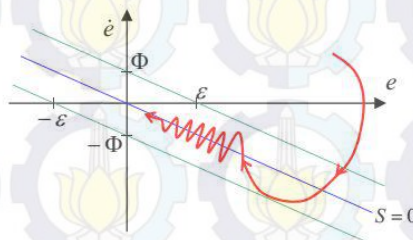
Gambar 2.12: Kondisi Chattering

luar jika $|s| > \Phi$ [20].

Penggunaan BL dilakukan dengan cara mengganti fungsi $sgn(s)$ dengan $sat(s/\Phi)$. Dimana fungsi sat (saturasi) didefinisikan sebagai :

$$sat(\mathbf{x}) = \begin{cases} \mathbf{x} & , \text{jika } |\mathbf{x}| < 1 \\ sgn(\mathbf{x}) & , \text{jika } |\mathbf{x}| \geq 1 \end{cases} \quad (2.101)$$

Kondisi sliding pada SMC dengan *boundary layer* pada Gambar menunjukkan bahwa trayektori keadaan sistem bergerak dan berosilasi di sekitar permukaan sliding di dalam *boundary layer* . Konsep BL ini dapat mengurangi besarnya osilasi pada *chattering* sehingga sistem tetap stabil dengan ε menyatakan ketebalan boundary layer.

Gambar 2.13: Sliding Mode Control dengan *boundary layer*

2.7 Metode identifikasi Sistem

Persamaan keadaan LSU-05 merupakan sistem berorde satu, oleh sebab itu metode identifikasi yang dilakukan adalah metode identifikasi statis. Metode identifikasi dilakukan dengan pendekatan grafis, di mana sinyal uji diberikan pada sistem untuk mengetahui respon lup terbuka sistem. Dari respon sistem, dapat diketahui karakteristik-karakteristik penting dari sistem [21].

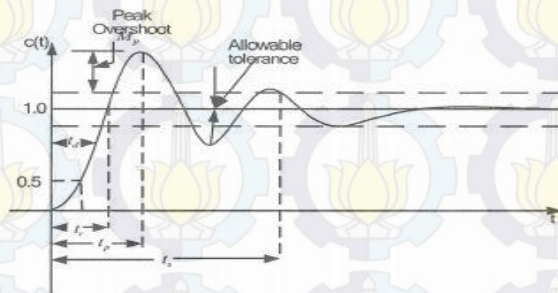
Salah satu metode identifikasi statis adalah metode pengamatan respon waktu. Identifikasi sistem dengan metode ini bekerja berdasarkan pengamatan grafis terhadap masukan *step*. Karakteristik respon waktu untuk sistem orde pertama diberikan berdasarkan respon sistem terhadap masukan sinyal *step*. Karakteristik respon waktu sistem orde pertama dibedakan menjadi karakteristik respon transien dan keadaan tunak (*steady state*):

◇ Respon Transien, adalah waktu yang dibutuhkan respon mulai dari $t = 0$ sampai respon mencapai 63.2% dari respon *steady state*. Karakteristik respon transien orde pertama, terdiri dari [21]:

1. Waktu tunda (*delay time* = t_d), yaitu waktu yang diperlukan respon untuk mencapai 50% dari harga akhir puncak lewatkan lebih yang pertama.
2. Waktu naik (*rise time* = t_r), yaitu waktu yang diperlukan respon untuk naik dari 10% hingga 90% hingga akhir sistem redaman lebihnya atau dari 0 hingga 100% dari harga akhir sistem redaman kurangnya.
3. Waktu penetapan (*setting time* = t_s) yaitu waktu yang diperlukan kurva respon untuk mencapai dan menetap pada daerah pita toleransi antara 2% - 5% dari harga akhirnya.
4. Waktu puncak (*peak time* = t_p) yaitu waktu yang diperlukan respon untuk mencapai puncak lewatkan (*overshoot*) dari lewatkan yang pertama.

5. Lewatan puncak (*overshoot* = M_p) yaitu harga lewatan puncak atau lewatan maksimum dari kurva respon yang diukur dari harga satu (100%).

◇ Keadaan Tunak (*steady state*), Karakteristik respon keadaan tunak sistem orde pertama diukur berdasarkan kesalahan tunak (*steady state error* = *ess*), yaitu kesalahan yang merupakan selisih antara keluaran yang sebenarnya dengan keluaran yang diharapkan.



Gambar 2.14: Spesifikasi Respon Waktu



Halaman ini sengaja dikosongkan.

BAB III

METODE PENELITIAN

Bab ini menjabarkan metode yang diterapkan untuk menyelesaikan permasalahan yang diangkat dan dibahas dalam penelitian. Dalam penelitian ini digunakan metode eksperimen dengan langkah-langkah studi literatur, menganalisis model matematik gerak LSU-05, perancangan sistem kendali, simulasi, analisi hasil simulasi, dan penarikan kesimpulan.

3.1 Studi Literatur

Mengumpulkan data dan informasi yang diperlukan dengan cara mempelajari literatur-literatur ilmiah yang berkaitan dengan sistem sumbu dan control permukaan pesawat, persamaan pesawat, SMC dan pembuatan *source code* menggunakan Matlab.

3.2 Mengkaji Pembentukan Pemodelan matematik Gerak LSU-05

Mengkaji ulang pemodelan gerak longitudinal dan lateral-direksional, selanjutnya menggunakan persamaan keadaan yang sudah divalidasi dengan data *dummy* untuk perancangan sistem kendalinya, sebelum dilakukan perancangan kendali, maka dilakukan uji keterkontrolan (*controlability*) dan keteramatan (*observerability*).

3.3 Perancangan Desain Sistem Kendali LSU-05 dengan SMC

Pada tahap ini dirancang kendali SMC berbasis persamaan keadaan yang sudah divalidasi. Diimplementasikan dalam bentuk pembuatan piranti lunak aplikasi dengan tahapan sebagai berikut:

1. Menentukan fungsi *switching*

$$s(\mathbf{x}, t) = S\left(\frac{d}{dt} + \lambda\right)^{n-1} \mathbf{e}(t) \quad (3.1)$$

2. Menentukan permukaan *sliding* dari fungsi *switching* yang telah diperoleh,

$$s(\mathbf{x}, t) = 0 \quad (3.2)$$

3. Menentukan nilai pengendali u_{eq} ,

$$\dot{s}(\mathbf{x}, t) = 0 \quad (3.3)$$

dengan menyelesaikan persamaan diatas diperoleh nilai pengendali u_{eq} yang merupakan masukan kendali agar sistem berada pada permukaan *sliding* yang telah ditentukan.

4. Mendefinisikan aturan SMC sebagai berikut

$$\mathbf{u} = u_{eq} - K \operatorname{sgn}(s) \quad (3.4)$$

5. Mensubstitusi nilai u_{eq} pada aturan SMC sehingga diperoleh *control input* baru sebagai pengganti *control input* lama.

6. Menentukan nilai K yang sesuai dengan kondisi *sliding*,

$$s\dot{s} \leq -\eta|s| \quad (3.5)$$

7. Mendapatkan nilai \mathbf{u} yang merupakan variabel yang dikendalikan dengan merubah fungsi *signum* menjadi fungsi *saturasi* yang bertujuan untuk meminimalkan *chattering*.

3.4 Simulasi

Pada tahap ini hasil rancangan SMC untuk LSU-05 disimulasi dengan menggunakan simulink. Melakukan simulasi dengan gangguan internal dan eksternal sistem. Sehingga diperoleh parameter-parameter dan respon waktunya terdiri atas *rise time* (t_r), *settling time* (t_s), *peaktime* (t_p), dan *maximum overshoot* (M_p).

3.5 Analisis Hasil Simulasi

Pada tahap ini dilakukan analisis terhadap hasil yang telah diperoleh dari simulasi sistem pengendali gerak LSU-05 pada tahap sebelumnya. Analisis meliputi kesalahan waktu transien (*transien error analysis*) dan kesalahan kondisi tunak (*steady state error analysis*).

3.6 Penarikan Kesimpulan

Pada tahap terakhir ini dilakukan penarikan kesimpulan dari hasil pembahasan sebelumnya. Selanjutnya diberikan saran yang dapat menjadi acuan untuk penelitian lebih lanjut.



Halaman ini sengaja dikosongkan.

BAB IV ANALISIS DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini dibahas tentang persamaan gerak LSU-05, uji keterkontrolan dan keteramatan sistem dan analisis respon sistem dengan perancangan kendali sudut *pitch* dan *roll* pada LSU-05 menggunakan metode SMC.

4.1 Persamaan Keadaan Gerak Longitudinal LSU-05

Persamaan gerak longitudinal LSU-05 diperoleh dari penurunan gerak pesawat pada bab sebelumnya dan telah diidentifikasi dengan menggunakan data *dummy*, sehingga diperoleh dalam bentuk persamaan keadaan sebagai berikut [3]:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.83505 & 1.7696 & -0.35236 & 0 \\ -5.9576 & -21.766 & 0.0056738 & 0.8717 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 14.891 & -47.637 & 0.015802 & -7.9269 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ \theta \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 3.9397 \\ -0.91092 & 0 \\ 0 & 0 \\ 30.902 & -6.9048 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_T \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

Persamaan keluaran untuk sudut *pitch* adalah

$$y = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ \theta \\ q \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

Sebelum dilakukan perancangan sistem kendali, maka akan dilakukan uji keterkontrolan dan keteramatan sistem.

1. Uji Keterkontrolan

Matriks keterkontrolan diberikan oleh persamaan berikut:

$$M_c = [B \quad AB \quad A^2B \quad A^3B] \quad (4.3)$$

matriks keterkontrolan untuk masukan *elevator* adalah:

$$M_{c1} = \begin{bmatrix} 0 & -1.6120 & -0.344S & 634.0307 \\ -0.9109 & -7.1102 & 415.5435 & -1.0759e + 04 \\ 0 & -30.9020 & 288.3506 & -1.9705e + 03 \\ -30.9020 & 288.3506 & -1.9705e + 03 & -4.1847e + 03 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

$$\text{rank}(M_{c1}) = 4 \quad (4.5)$$

Dengan rank matrik M_c sama dengan ordenya, berarti matriks untuk masukan *elevator* dapat dikontrol.

Sedangkan matriks keterkontrolan untuk masukan *throttle* adalah:

$$M_{c2} = \begin{bmatrix} 3.9397 & -3.2977 & -46.9916 & 1.3449e + 03 \\ 0 & -29.4897 & 760.3299 & -1.5870e + 04 \\ 0 & -6.9048 & 113.3997 & 456.8941 \\ -6.9048 & 113.3997 & 456.8941 & -4.0543e + 04 \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

$$\text{rank}(M_{c1}) = 4 \quad (4.7)$$

Dengan rank matrik M_c sama dengan ordenya, berarti matriks untuk masukan *throttle* dapat dikontrol.

2. Uji Keteramatan

Matriks keteramatan diberikan oleh persamaan berikut:

$$M_o = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ CA^3 \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

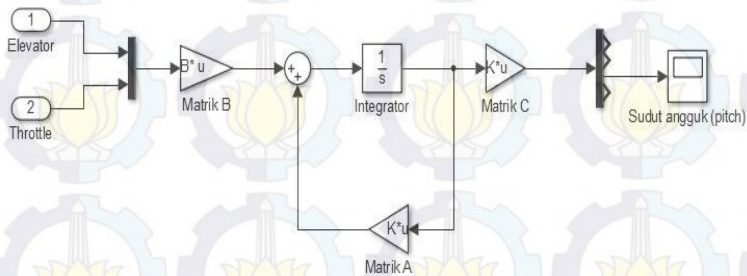
$$M_o = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 14.8910 & -47.6370 & -0.0158 & -7.9269 \\ 153.2934 & 1.4408e + 03 & -5.3920 & 21.2948 \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

$$\text{rank}(M_o) = 4 \quad (4.10)$$

Dengan rank matrik M_o sama dengan ordenya, berarti matriks untuk keluaran *pitch* dapat diamati.

Dari Persamaan (4.5), (4.6), dan (4.7) diketahui bahwa sistem dapat dikontrol dan dapat diamati. Dengan demikian bisa dirancang sistem kendali yang dikendaki, dalam hal ini sistem kendali SMC.

Dari Persamaan (4.1) dan (4.2) dibentuk digram blok menggunakan *simulink* untuk gerak longitudinal seperti ditampilkan pada gambar dibawah ini.



Gambar 4.1: Diagram Blok Sistem Gerak Longitudinal LSU-05

Gambar 4.1 menunjukkan bahwa *elevator* dan *throttle* merupakan masukan bagi sistem, sudut *pitch* sebagai keluaran sistem.

4.2 Persamaan Keadaan Gerak Lateral-direksional LSU-05

Persamaan gerak lateral-direksional LSU-05 diperoleh dari penurunan gerak pesawat pada bab sebelumnya dan telah diidentifikasi dengan menggunakan data *dummy*, sehingga diperoleh dalam bentuk persamaan keadaan sebagai berikut[3]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2.3817 & 0 & -1.0019 & 2.1827 \\ -21.0630 & -16.0550 & 0.8723 & 0 \\ 24.5120 & -16.6510 & -3.5379 & 0 \\ 0 & 1.0026 & 0.0298 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -0.2472 \\ 36.2630 & -688.4400 \\ -0.6725 & -67.9830 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_R \\ \delta_A \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

Persamaan keluaran untuk sudut *roll* adalah

$$y = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

Sebelum dilakukan perancangan sistem kendali, maka akan dilakukan uji keterkontrolan dan keteramatan sistem.

1. Uji Keterkontrolan

Matriks keterkontrolan diberikan oleh persamaan berikut:

$$M_c = \begin{bmatrix} B & AB & A^2B & A^3B \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

matriks keterkontrolan untuk maukan *aileron* adalah:

$$M_{c1} = \begin{bmatrix} 0 & 0.6738 & -688.2644 & 1.4708e+04 \\ -36.2630 & 581.6158 & -8.8233e+03 & 1.4585e+05 \\ -0.6725 & 606.1945 & -1.1813e+04 & 1.7184e+05 \\ 0 & -36.3373 & 565.0840 & -8.4946e+03 \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

$$\text{rank}(M_{c1}) = 4 \quad (4.15)$$

Dengan rank matrik M_c sama dengan ordenya, berarti matriks untuk masukan *aileron* dapat dikontrol.

sedangkan matriks keterkontrolan untuk masukan *rudder* adalah:

$$M_{c2} = \begin{bmatrix} -0.2472 & 68.7009 & -1.3386e+04 & 2.7846e+05 \\ -688.4400 & 1.0999e+04 & -1.6783e+05 & 2.7821e+06 \\ -67.9830 & 1.1698e+04 & -2.2284e+05 & 3.2548e+06 \\ 0 & -688.2064 & 1.0679e+04 & -1.6163e+05 \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

$$\text{rank}(M_{c2}) = 4 \quad (4.17)$$

Dengan rank matrik M_c sama dengan ordenya, berarti matriks untuk masukan *rudder* dapat dikontrol.

2. Uji Keteramatan

Matriks keteramatan diberikan oleh persamaan berikut:

$$M_o = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ CA^3 \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

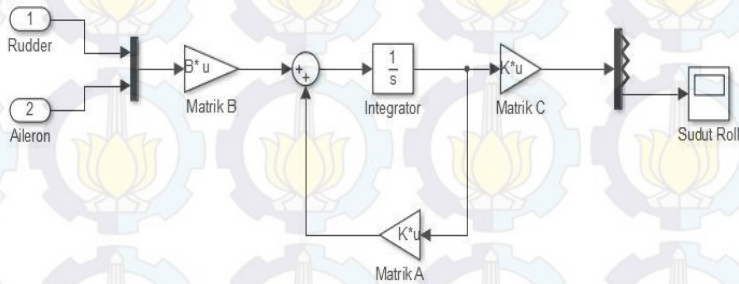
$$M_o = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1.0026 & -0.0298 & 0 \\ -21.8474 & -15.6011 & 0.9799 & 0 \\ 404.6586 & 234.1600 & 4.8135 & -47.6863 \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

$$\text{rank}(M_o) = 4 \quad (4.20)$$

Dengan rank matrik M_o sama dengan ordenya, berarti matriks untuk keluaran *roll* dapat diamati.

Dari persamaan (4.15), (4.17), dan (4.20) diketahui bahwa sistem dapat dikontrol dan dapat diamati. Dengan demikian bisa dirancang sistem kendali yang dikendaki, dalam hal ini sistem kendali SMC.

Dari persamaan (4.11) dan (4.12) dibentuk digram blok menggunakan *simulink* untuk gerak lateral-direksional seperti ditampilkan pada gambar dibawah ini.



Gambar 4.2: Diagram Blok Sistem Gerak Lateral-direksional LSU-05

Gambar 4.2 menunjukkan bahwa *rudder* dan *aileron* merupakan masukan bagi sistem, sudut *roll* sebagai keluaran sistem.

4.3 Desain Controller SMC LSU-05

Dalam merancang sebuah pengendali SMC pada tugas akhir ini menggunakan metode berbasis persamaan keadaan.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad (4.21)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{Cx} + \mathbf{Du} \quad (4.22)$$

Langkah pertama yang harus dilakukan adalah menetapkan x_d yaitu x yang diinginkan. Oleh karena x_d adalah merupakan suatu masukan dalam sistem, maka nilai dari x_d tetap menjadi sebuah variabel. Selanjutnya dengan menggunakan konsep SMC, akan digunakan nilai error atau galat.

$$\mathbf{e}(t) = \mathbf{x}(t) - \mathbf{x}_d \quad (4.23)$$

$$\dot{\mathbf{e}}(t) = \dot{\mathbf{x}}(t) - \dot{\mathbf{x}}_d \quad (4.24)$$

Selanjutnya menentukan fungsi *switching* yaitu sebagai berikut:

$$s(\mathbf{x}, t) = S\left(\frac{d}{dt} + \lambda\right)^{n-1} \mathbf{e}(t) \quad (4.25)$$

Karena persamaan keadaan LSU-05 berorde 1 maka $n = 1$ sehingga

$$s(\mathbf{x}, t) = S(x - x_d) \quad (4.26)$$

Karena x_d merupakan konstanta sehingga $\dot{x}_d = 0$
Sedangkan turunan dari $s(\mathbf{x}, t)$ adalah

$$\dot{s}(\mathbf{x}, t) = S\dot{\mathbf{x}} \quad (4.27)$$

Dengan mensubstitusikan Persamaan (4.21) ke (4.27) menjadi

$$\dot{s}(\mathbf{x}, t) = S\dot{\mathbf{x}} = S(\mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}) \quad (4.28)$$

Selanjutnya ditentukan nilai kendali u_{eq} yang diperoleh dari Persamaan (4.28) dengan nilai $\dot{s}(\mathbf{x}, t) = 0$, yaitu :

$$S(\mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}u_{eq}) = 0 \quad (4.29)$$

Kemudian dari Persamaan (4.29) diperoleh nilai u_{eq} adalah :

$$u_{eq} = -(\mathbf{S}\mathbf{B})^{-1}\mathbf{S}\mathbf{A}\mathbf{x} \quad (4.30)$$

Pada dasarnya aturan SMC dirumuskan sebagai :

$$\mathbf{u} = u_{eq} - K\text{sgn}(s) \quad (4.31)$$

Maka dari Persamaan (4.30) dan (4.31) diperoleh :

$$\mathbf{u} = -(\mathbf{S}\mathbf{B})^{-1}\mathbf{S}\mathbf{A}\mathbf{x} - K\text{sgn}(s) \quad (4.32)$$

Substitusi Persamaan (4.32) ke Persamaan (4.28) diperoleh :

$$\dot{s}(\mathbf{x}, t) = S(\mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}(-(\mathbf{S}\mathbf{B})^{-1}\mathbf{S}\mathbf{A}\mathbf{x} - K\text{sgn}(s))) \quad (4.33)$$

$$\dot{s}(\mathbf{x}, t) = S\mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{S}\mathbf{B}(-(\mathbf{S}\mathbf{B})^{-1}\mathbf{S}\mathbf{A}\mathbf{x} - K\text{sgn}(s)) \quad (4.34)$$

$$\dot{s}(\mathbf{x}, t) = S\mathbf{A}\mathbf{x} - \mathbf{S}\mathbf{B}(\mathbf{S}\mathbf{B})^{-1}\mathbf{S}\mathbf{A}\mathbf{x} - \mathbf{S}\mathbf{B}K\text{sgn}(s) \quad (4.35)$$

$$\dot{s}(\mathbf{x}, t) = -\mathbf{S}\mathbf{B}K\text{sgn}(s) \quad (4.36)$$

Kemudian dirancang nilai K dengan substitusikan Persamaan (4.36) ke Persamaan $s\dot{s} \leq -\eta|s|$ agar memenuhi kondisi *sliding*.

$$s(-SBK \operatorname{sgn}(s)) \leq -\eta|s| \quad (4.37)$$

$$(-SBK \operatorname{sgn}(s)) \leq -\frac{\eta|s|}{s} \quad (4.38)$$

$$SBK \operatorname{sgn}(s) \geq \frac{\eta|s|}{s} \quad (4.39)$$

$$SBK \operatorname{sgn}(s) \geq \eta \quad (4.40)$$

$$SBK \geq \frac{\eta}{\operatorname{sgn}(s)} \quad (4.41)$$

$$SBK \geq \eta \operatorname{sgn}(s) \quad (4.42)$$

$$K \geq \eta(SB)^{-1} \operatorname{sgn}(s) \quad (4.43)$$

$$K = \max|\eta(SB)^{-1} \operatorname{sgn}(s)| \quad (4.44)$$

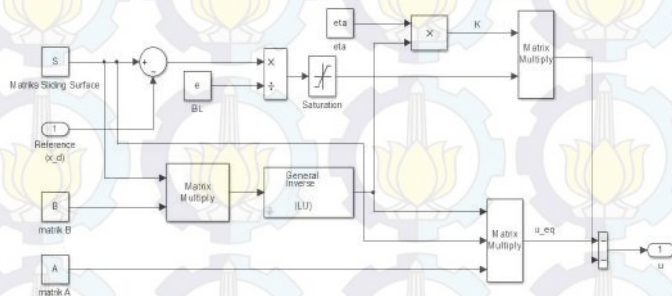
$$K = \eta(SB)^{-1} \quad (4.45)$$

Untuk meminimalkan *chattering* digunakan suatu *Boundary Layer* (BL) dengan mengubah fungsi *signum* (sgn) menjadi fungsi *saturasi* (sat) sebagai berikut :

$$\mathbf{u} = u_{eq} - K \operatorname{sat}\left(\frac{s}{\Phi}\right) \quad (4.46)$$

$$\mathbf{u} = -(SB)^{-1} S \mathbf{A} \mathbf{x} - K \operatorname{sat}\left(\frac{s}{\Phi}\right) \quad (4.47)$$

Setelah rancangan pengendali SMC diperoleh, selanjutnya diimplementasikan pada simulink matlab untuk proses simulasi, dimana sistem pengendali ini dirangkai dalam bentuk diagram blok seperti pada gambar 4.3 berikut:

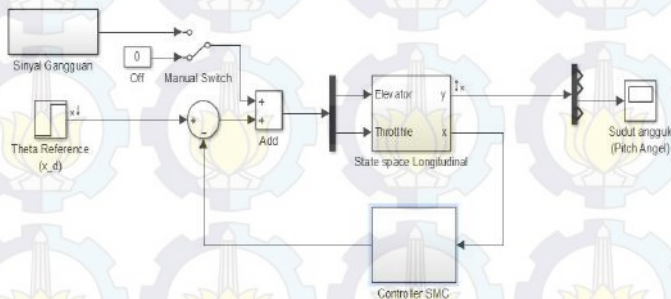


Gambar 4.3: Diagram Blok *Controller SMC*

4.4 Desain Sistem Kendali pada Gerak Longitudinal LSU-05

Desain kendali pada gerak longitudinal terdiri dari *theta* (θ) *reference* (x_d), subsistem *controller SMC* dan subsistem *state space* longitudinal dan keluaran berupa sudut *pitch*.

Berikut diagram sistem kendali gerak longitudinal LSU-05 dengan SMC:

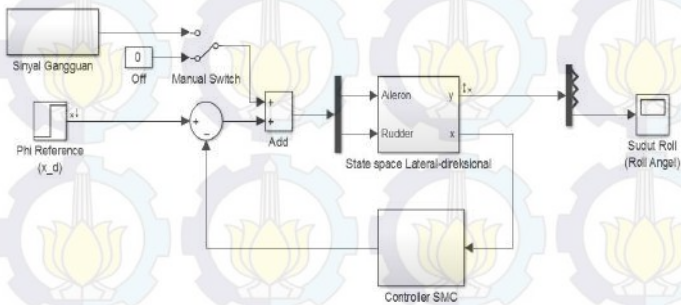


Gambar 4.4: Diagram Blok Simulasi Gerak Longitudinal dengan Kendali SMC

4.5 Desain Sistem Kendali pada Gerak Lateral-direksional LSU-05

Desain kendali pada gerak lateral-direksional terdiri dari ϕ (ϕ) *reference* (x_d), subsistem *controller* SMC dan subsistem *state space* lateral-direksional dan keluaran berupa sudut *roll*.

Berikut diagram sistem kendali gerak lateral-direksional LSU-05 dengan metode SMC:



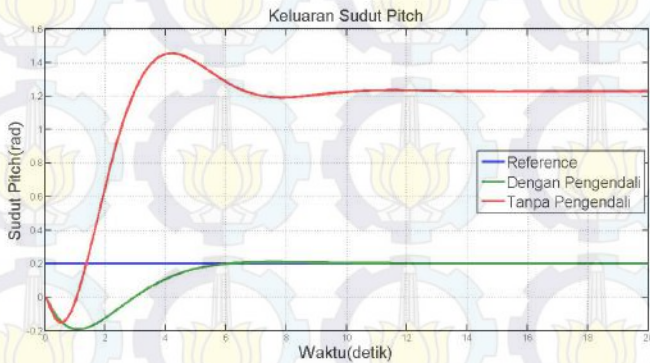
Gambar 4.5: Diagram Blok Simulasi Gerak Lateral-direksional dengan Kendali SMC

4.6 Simulasi dan Analisis Hasil Desain Kendali Gerak Longitudinal LSU-05

Simulasi gerak longitudinal menggunakan parameter sebagai berikut $\eta = 0.75$, $\Phi = 2$ dan $S =$

$$\begin{bmatrix} 0.0292 & 0.9037 & 0.0375 & 1 \\ -0.0384 & -3.5487 & 0.3403 & 1 \end{bmatrix}$$

Berikut hasil keluaran simulasi gerak longitudinal LSU-05 dengan masukan sinyal *step* sebesar 0.2 rad



Gambar 4.6: Keluaran Sudut *Pitch* dengan Masukan Sinyal *step* 0.2 rad

Gambar 4.6 Menunjukkan keluaran sudut *pitch* LSU-05 mengalami perubahan yang cukup besar pada *settling time* dan *overshoot* dapat dilihat dibawah ini tabel 4.1 perbandingan *step respon* sebagai berikut:

Tabel 4.1: Perbandingan Respon Sudut *Pitch* LSU-05 sebelum dan sesudah dikendalikan dengan SMC

| No. | Performansi | Sudut <i>Pitch</i> | |
|-----|----------------------------|----------------------|--------|
| | | Sebelum dikendalikan | SMC |
| 1 | <i>Rise time</i> | 1.45 s | 2.17 s |
| 2 | <i>Settling time</i> (2%) | 8.71 s | 5.57 s |
| 3 | <i>Peak time</i> | 4.2 s | 7.58 s |
| 4 | <i>Overshoot</i> | 18.4 % | 3.8 % |
| 5 | <i>Steady satate error</i> | 1 | 0.1 |

Tabel 4.1 menunjukkan bahwa *settling time* pada sistem gerak longitudinal LSU-05 diambil toleransi eror sebesar 2 %, *overshoot*

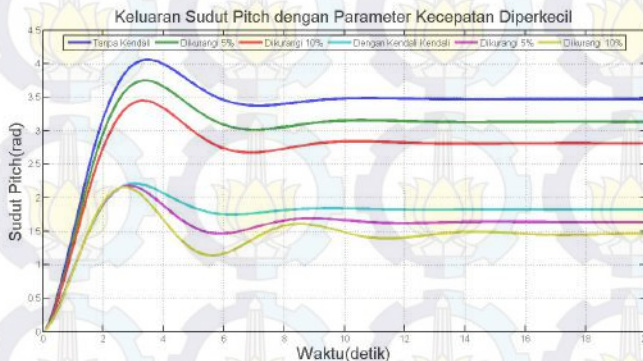
dan *steady state error* dapat dilihat sistem gerak longitudinal LSU-05 yang dikendalikan dengan metode SMC memiliki waktu *respon* yang lebih cepat. Sehingga metode SMC memperbaiki respon sistem.

4.7 Simulasi Gerak Longitudinal terhadap Gangguan

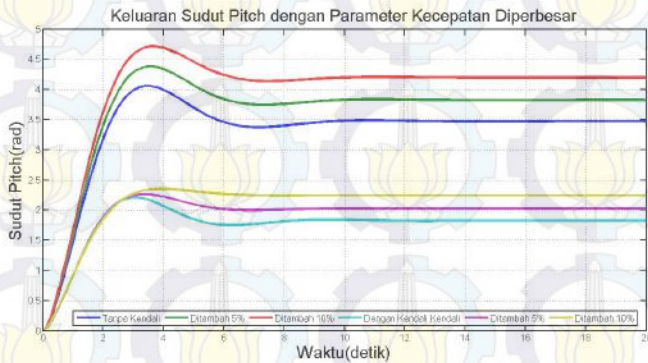
Simulasi ini menggunakan pengujian berupa gangguan yang muncul dari dalam (internal) dan gangguan dari luar (eksternal) sistem untuk mengetahui kekuatan pengendali SMC.

4.7.1 Simulasi Gerak Longitudinal terhadap Gangguan Internal

Simulasi ini dilakukan dengan mengubah nilai parameter pada sistem LSU-05 untuk menguji kepekaan sistem terhadap ketidakpastian dari dalam sistem. Pengujian ini dilakukan dengan memperkecil dan memperbesar nilai parameter kecepatan. Hasil yang diperoleh dari uji dengan gangguan internal ini adalah sebagai berikut:



Gambar 4.7: Perbandingan Keluaran *Pitch* dengan Parameter Kecepatan Diperkecil



Gambar 4.8: Perbandingan Keluaran *Pitch* dengan Parameter Kecepatan Diperbesar

Pada Gambar 4.7 dan 4.8 terlihat bahwa SMC pada sudut *pitch* bekerja dengan baik terhadap gangguan internal. Oleh karena itu SMC cukup *robust* dalam mengatasi ketidakpastian parameter.

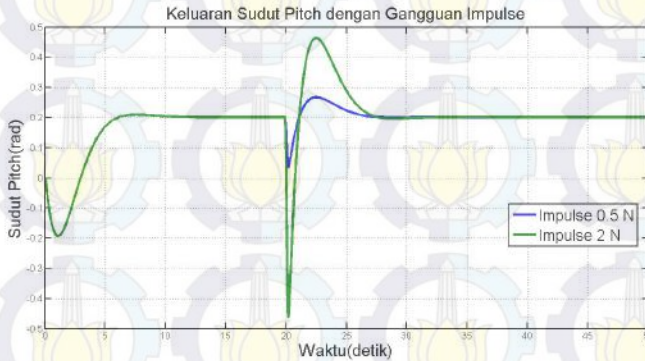
4.7.2 Simulasi Gerak Longitudinal terhadap Gangguan Eksternal

Simulasi ini dilakukan dengan menambah sinyal yang dianggap sebagai gangguan yang berasal dari luar sistem. simulasi ini menggunakan sinyal *impulse* dan *square*.

1. Simulasi Gerak Longitudinal terhadap Gangguan Sinyal *Impulse*

Sinyal *impulse* merupakan sinyal yang bernilai sangat besar dan muncul dalam waktu yang sangat singkat. Sinyal ini mewakili gangguan yang bersifat sementara. Pada simulasi ini diberikan dua macam sinyal *impulse*, yaitu yang bernilai kecil (0.5 N) dan bernilai besar (2 N).

Hasil yang diperoleh dari uji dengan gangguan sinyal ini adalah sebagai berikut:



Gambar 4.9: Keluaran Sudut *Pitch* dengan Gangguan *Impulse* sebesar 0.5 N dan 2 N

Pada Gambar 4.9 terlihat bahwa pada sistem dengan gangguan *impulse*, pengendali SMC mampu merespon kurang dari 6 detik agar sistem tersebut stabil kembali. Dengan demikian SMC dikatakan cukup baik dalam menghadapi gangguan yang bersifat sesaat.

2. Simulasi Gerak Longitudinal terhadap Gangguan Sinyal *Square*

Sinyal *square* adalah sinyal yang bernilai tetap untuk selang waktu tertentu. Pada simulasi ini diberikan dua macam sinyal *square*, yaitu yang bernilai kecil (0.5 N) dan yang bernilai besar (2 N).

Hasil yang diperoleh dari uji dengan gangguan sinyal ini adalah sebagai berikut:

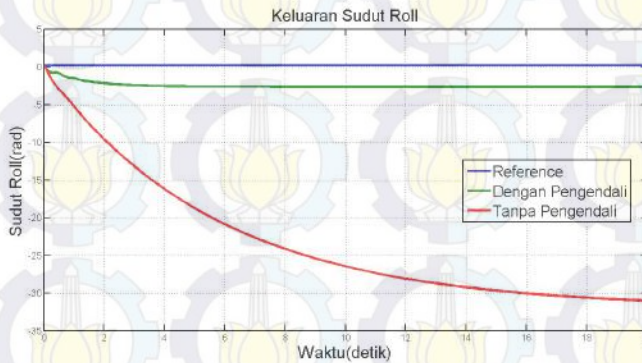


Gambar 4.10: Keluaran Sudut *Pitch* dengan Gangguan Square sebesar 0.5 N dan 2 N

Pada Gambar 4.10 terlihat bahwa pada sistem dengan gangguan *square* pun, pengendali SMC mampu merespon dengan baik. Terlihat kurang dari 6 detik SMC mampu merespon gangguan untuk stabil kembali. Dengan demikian SMC dapat dikatakan cukup *robust* dalam menghadapi gangguan yang bersifat kontinu.

4.8 Simulasi dan Analisis Hasil Desain Kendali Gerak Lateral-direksional LSU-05

Simulasi pada gerak lateral-direksional menggunakan parameter sebagai berikut $\eta = 16$, $\Phi = 5$ dan $S = \begin{bmatrix} 0.0292 & 0.9037 & 0.0375 & 1 \\ -0.0384 & -3.5487 & -0.3403 & 1 \end{bmatrix}$. Berikut hasil keluaran simulasi gerak lateral-direksional LSU-05 dengan masukan sinyal *step* sebesar 0.2 rad



Gambar 4.11: Keluaran Sudut *Roll* dengan Masukan Sinyal *Step* 0.2 rad

Gambar 4.11 menunjukkan keluaran sudut *roll* LSU-05 mengalami perubahan yang cukup besar pada *settling time* dan *rise time* dapat dilihat dibawah ini Tabel 4.2 perbandingan *step respon*.

Tabel 4.2: Perbandingan Respon Sudut *Roll* sebelum dan sesudah dikendalikan dengan SMC LSU-05

| No. | Performansi | Sudut <i>Roll</i> | |
|-----|---------------------------|----------------------|--------|
| | | Sebelum dikendalikan | SMC |
| 1 | <i>Rise time</i> | 12.6 s | 2.54 s |
| 2 | <i>Settling time</i> (2%) | 22.3 s | 4.46 s |
| 3 | <i>Peak time</i> | 30 s | 7 s |
| 4 | <i>Overshoot</i> | 0% | 0% s |
| 5 | <i>Steady state error</i> | 31.7 | 2.6 |

Tabel 4.2 menunjukkan bahwa *settling time* pada sistem gerak lateral-direksional LSU-05 diambil toleransi error sebesar 2 %, *rise time* dan *steady state error* dapat dilihat sistem gerak

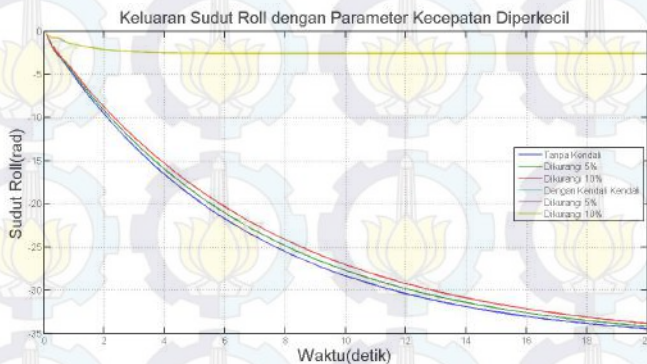
lateral-direksional LSU-05 yang dikendalikan dengan metode SMC memiliki waktu respon yang lebih cepat. Sehingga metode SMC memperbaiki respon sistem.

4.9 Simulasi Gerak Lateral-direksional terhadap Gangguan

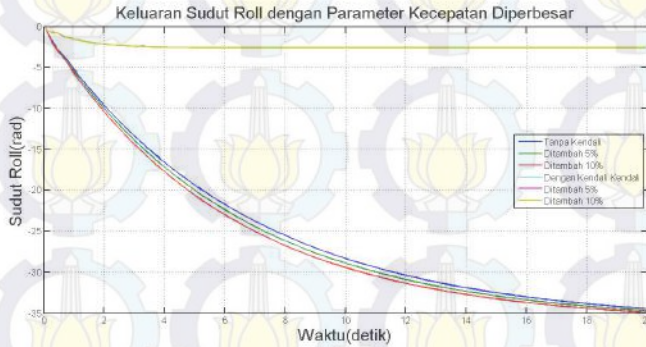
Simulasi ini menggunakan pengujian berupa gangguan yang muncul dari dalam (internal) dan gangguan dari luar (eksternal) sistem untuk mengetahui kekuatan pengendali SMC.

4.9.1 Simulasi Gerak Lateral-direksional terhadap Gangguan Internal

Simulasi ini dilakukan dengan mengubah nilai parameter pada sistem LSU-05 untuk menguji kepekaan sistem terhadap ketidakpastian dari dalam sistem. Pengujian ini dilakukan dengan memperkecil atau memperbesar nilai parameter kecepatan. Hasil yang diperoleh dari uji dengan gangguan internal ini adalah sebagai berikut:



Gambar 4.12: Perbandingan Keluaran Sudut Roll dengan Parameter Kecepatan Diperkecil



Gambar 4.13: Perbandingan Keluaran Sudut *Roll* dengan Parameter Kecepatan Diperbesar

Pada Gambar 4.12 dan 4.13 terlihat bahwa pengendali SMC pada sudut *roll* bekerja dengan baik terhadap gangguan internal. Oleh karena itu SMC cukup *robust* dalam mengatasi ketidakpastian parameter.

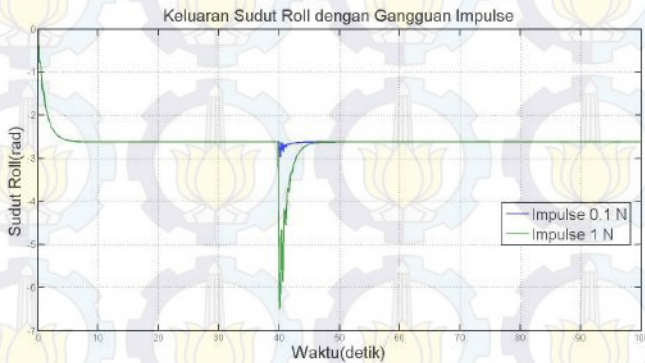
4.9.2 Simulasi Gerak Lateral-direksional terhadap Gangguan Eksternal

Simulasi ini dilakukan dengan menambah sinyal yang dianggap sebagai gangguan yang berasal dari luar sistem. simulasi ini menggunakan sinyal *impulse* dan *square*.

1. Simulasi Gerak Lateral-direksional terhadap Gangguan Sinyal *Impulse*

Sinyal *impulse* merupakan sinyal yang bernilai sangat besar dan muncul dalam waktu yang sangat singkat. Sinyal ini mewakili gangguan yang bersifat sementara. Pada simulasi ini diberikan dua macam sinyal impuls, yaitu yang bernilai kecil (0.1 N) dan bernilai besar (1 N).

Hasil yang diperoleh dari uji dengan gangguan sinyal ini adalah sebagai berikut:

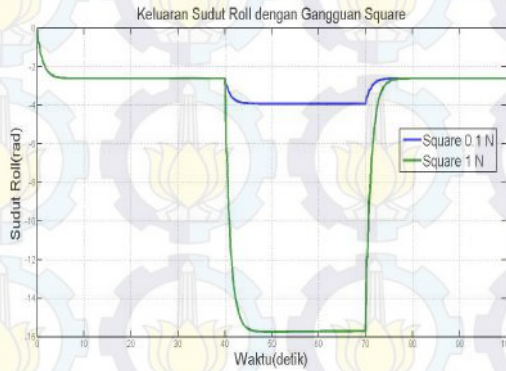


Gambar 4.14: Keluaran Sudut *Roll* dengan Gangguan *Impulse* sebesar 0.1 N dan 1 N

Pada Gambar 4.14 terlihat bahwa pada sistem dengan gangguan *impulse*, pengendali SMC mampu merespon kurang dari 5 sistem tersebut stabil kembali. Dengan demikian SMC dikatakan cukup baik dalam menghadapi gangguan yang bersifat sesaat.

2. Simulasi Gerak Lateral-direksional terhadap Gangguan Sinyal *Square*

Sinyal *square* adalah sinyal yang bernilai tetap untuk selang waktu tertentu. Pada simulasi ini diberikan dua macam sinyal *square*, yang bernilai kecil (0.1 N) dan yang bernilai besar (1 N). Hasil yang diperoleh dari uji dengan gangguan sinyal ini adalah sebagai berikut:



Gambar 4.15: Keluaran Sudut *Roll* dengan Gangguan Impuls sebesar 0.1 N dan 1 N

Pada Gambar 4.15 terlihat bahwa pada sistem dengan gangguan *square* pun, pengendali SMC mampu merespon dengan baik. Terlihat kurang dari 5 detik SMC mampu merespon gangguan untuk stabil kembali. Dengan demikian SMC dapat dikatakan cukup *robust* dalam menghadapi gangguan yang bersifat kontinu.

4.10 Perbandingan Step Respon Kendali SMC dengan LQR (Linier Kuadratik Regulator)

Hasil simulasi metode SMC dapat membantu memperbaiki waktu respon keluaran *pitch* dan *roll* LSU-05, untuk mengetahui performansi terbaik perlu adanya perbandingan dengan metode lain. Dalam Tugas Akhir ini perbandingan dilakukan dengan menggunakan hasil penelitian Heri Purnawan yang menerapkan LQR [22].

Berikut perbandingan respon keluran sudut *pitch* dan *roll* dengan metode SMC dan LQR.

Tabel 4.3: Perbandingan Respon Keluaran Sudut *Pitch* dan *Roll* LSU-05 dengan SMC dan LQR

| No. | Performansi | Sudut <i>Pitch</i> | | Sudut <i>Roll</i> | |
|-----|---------------------------|--------------------|---------|-------------------|---------|
| | | SMC | LQR | SMC | LQR |
| 1 | <i>Rise time</i> | 2.17 s | 0.419 s | 2.54 s | 0.515 s |
| 2 | <i>Settling time</i> (2%) | 5.57 s | 0.719 s | 4.46 s | 0.87 |
| 3 | <i>Peak time</i> | 7.58 s | 1.359 s | 7 s | 2.02 s |
| 4 | <i>Overshoot</i> | 3.8 % | 0 % | 0 % | 0 % |

Pada Tabel 4.3 menunjukkan bahwa penerapan LQR pada LSU-05 memiliki waktu respon transien lebih cepat dibandingkan dengan SMC.



Halaman ini sengaja dikosongkan.

BAB V PENUTUP

Pada Bab ini diberikan kesimpulan dari analisis dan pembahasan yang telah dilakukan dalam menentukan desain kendali LSU-05 menggunakan metode SMC. Selain itu, diberikan pula saran yang dapat dilakukan sebagai kelanjutan dari tugas akhir ini.

5.1 Kesimpulan

Dari analisis dan pembahasan yang telah dilakukan dalam menentukan desain sistem kendali LSU-05 menggunakan metode SMC diperoleh kesimpulan bahwa:

1. Penerapan metode SMC untuk sistem kendali LSU-05 dapat membantu untuk mengetahui dan memperbaiki waktu respon keluaran *pitch* dan *roll* LSU-05.
2. Dari hasil simulasi untuk respon keluaran sudut *pitch* LSU-05 diketahui nilai $t_r = 2.17s$, $t_s = 5.57s$, $t_p = 7.58s$, dan $M_p = 3.8\%$. Sedangkan untuk respon keluaran sudut *roll* LSU-05 diketahui nilai $t_r = 2.54s$, $t_s = 4.46s$, $t_p = 7s$, dan $M_p = 0\%$.
3. SMC cukup kokoh dalam merespon gangguan baik berupa gangguan internal maupun eksternal yang bersifat sesaat atau kontinu.

4. Mendapatkan parameter-parameter kendali,

a. Pada gerak longitudinal LSU-05 yaitu $\eta = 0.75$, $\Phi = 2$

$$\text{dan } S = \begin{bmatrix} 0.0292 & 0.9037 & 0.0375 & 1 \\ -0.0384 & -3.5487 & 0.3403 & 1 \end{bmatrix}.$$

a. Pada gerak lateral-direksional LSU-05

$$\text{yaitu } \eta = 16, \Phi = 5 \text{ dan } S = \begin{bmatrix} 0.0292 & 0.9037 & 0.0375 & 1 \\ -0.0384 & -3.5487 & -0.3403 & 1 \end{bmatrix}.$$

5.2 Saran

Saran yang dapat dilakukan untuk penelitian selanjutnya adalah : Karena S merupakan matriks koefisien permukaan luncur yang mempengaruhi kestabilan sistem, maka diharapkan menggunakan penggabungan metode SMC dengan metode yang lain dalam menentukan koefisien S tersebut.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Aris Rinaldi M., Andi. 2012. "Perancangan dan Implementasi Kontroler PID untuk Kestabilan Gerak Lateral dan Longitudinal Unmanned Aerial Vehicle (UAV)". Tugas Akhir. Jurusan Teknik Elektro ITS.
- [2] Budi Purwanto, Eko. 2015. "Pemodelan awal dan analisis kestabilan LSU-05". Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN.
- [3] Budi Purwanto, Eko. 2015. "Identification And Flight Stability Analysis Of Lsu-05 To Servo Deflection Of Surface Control System". Aeronautic Technology Centre LAPAN.
- [4] Bintoro, Atik., & S.Prabowo, Gunawan. 2013. **Penelitian dan Kajian Teknologi Pesawat Terbang**. Hal. 3-4. Jakarta: Indonesia Book Project (IBP).
- [5] V.I. Utkin, J. Guldner, J. Shi. 1999. **Sliding Mode Control in Electromechanical Systems**. London: Taylor and Francis
- [6] http://id.wikipedia.org/wiki/Pesawat_tanpa_awak, April 2015
- [7] Budi Purwanto, Eko. 2015. "Pemodelan awal dan analisis kestabilan LSU-05". Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN.
- [8] Fauzi, Rahmat. "Perancangan dan Implementasi Kontroler PID Optimal untuk Tracking Lintasan Gerakan

Lateral pada UAV (Unmanned Aerial Vehicle)".Tugas Akhir.Jurusan Teknik Elektro ITS.

- [9] Yogi Lestari, Handri. 2010. "Simulasi Sistem Kontrol Autopilot pada Gerak Longitudinal Pesawat Menggunakan Metode Pembentukan Lup PID". Tugas Akhir. Jurusan Fisika USU.
- [10] McLean,Donald. 1990. **Automatic Flight Control System**.UK:Prentice Hall International.
- [11] V.Cook, Michael. 2007. **Flight Dynamics Principles**.Elsevier Ltd.
- [12] H. Blakelock,John. 1990. **Automatic Control of Aircraft and Missiles**.USA:Yellow springs.
- [13] Nelson, Robert C. 1989. **Flight Stability and Automatic Control**.McGraw Hill, Inc.
- [14] Sukandi, Agus. 2010. "Pengendalian Gerak Longitudinal Pesawat Terbang dengan Metode Decoupling" Jurnal Politeknologi Vol. 9 No. 3.
- [15] Purnawan, Heri. 2014. "Pemodelan Gerak Longitudinal dan Analisis Kestabilan Dinamik LSU-05". Laporan Kerja Praktek. Jurusan Matematika ITS.
- [16] Fikri Muzaki, M. Anas. 2014. "Pemodelan Gerak Lateral-Direksional dan Analisis Kestabilan Dinamik LSU-05". Laporan Kerja Praktek. Jurusan Matematika ITS.
- [17] Pakpahan, S. 1987. **Kontrol Otomatik: Teori dan Penerapan**.Jakarta: Erlangga.

- [18] Zhu, F.Q.Q.M., Winfield, A., dan Melhuish, C. 2003. "Fuzzy Sliding Mode Control for Discrete Nonlinear System". Transactions of China Automation Society, Vol. 22, No.2 (Sum No.86).
- [19] Monsees, Govert. 2002. **Discreate-Time Sliding Mode Control**. Technische Universiteit Delft.
- [20] Ratnawati. 2012. "Desain Pengendalian Robot Mobil Beroda menggunakan metode Sliding Mode Control". Tugas Akhir. Jurusan matematika FMIPA ITS.
- [21] Ogata, Katsuhiko. 2010. **Modern Control Engineering**. USA: Prentice Hall.
- [22] Purnawan, Heri. 2015. "Desain Sistem Kendali Linier Kuadratik Regulator (LQR) untuk Kestabilan Terbang LSU-05". Tugas Akhir. Jurusan Matematika ITS.



Halaman ini sengaja dikosongkan.

LAMPIRAN A

Source Code

1. Uji Keterkontrolan dan Keteramatan

```
% Persamaan Keadaan Gerak Longitudinal
% Matriks Keadaan
A=[-0.83705 1.7696 -0.35236 0;
   -5.9575 -21.766 0.0056738 0.8717;
   0 0 0 1;
   14.891 -47.637 -0.015802 -7.9269];
% Matriks Input
B=[0 3.9397;-0.91092 0;0 0;-30.902 -6.9048];
% Matriks Keluaran
C=[0 0 1 0];
% Matriks Transmisi Langsung
D=[0];

% Cek Keterkontrolan
% Untuk input Delta_E (Defleksi Elevator)
Mc=ctrb(A,B(:,1))
% Untuk input Delta_T (Defleksi Throttle)
Mc = crtb(A,B(:,2))
rank_of_Mc=rank(Mc)
% Cek Keteramatan
Mo = obsv(A,C)
rank_of_Mo=rank(Mo)

% Persamaan Keadaan Gerak Lateral-Direksional
% Matriks Keadaan
A=[-2.3817 0 -1.0019 2.1827;-21.063 -16.055 0.87229 0;
   24.512 -16.651 -3.5379 0;0 1.0026 -0.029766 0];
% Matriks Input
B=[0 -0.24719;-36.263 -688.44;-0.67252 -67.983;0 0];
% Matriks Keluaran
C=[0 0 0 1];
% Matriks Transmisi Langsung
D=[0];

% Cek Keterkontrolan
% Untuk input Delta_A (Defleksi Elevator)
Mc=ctrb(A,B(:,1))
% Untuk input Delta_R (Defleksi Throttle)
Mc = crtb(A,B(:,2))
rank_of_Mc=rank(Mc)
% Cek Keteramatan
Mo = obsv(A,C)
rank_of_Mo=rank(Mo)
```

2. Mendapatkan *Controller* SMC

```
% Persamaan Keadaan Gerak Longitudinal
A = [-0.83705 1.7696 -0.35236 0; -5.9576 -21.766
0.0056738 0.8717; 0 0 0 1.0000; 14.891 -47.637 -
0.015802 -7.9269]
B = [0 3.9397; -0.91092 0; 0 0; -30.902 -6.9048]
C = eye(4)
D = zeros(4)
% S matriks konstanta permrukaan sliding
S = [0.9127 -0.6428 0.1420 1; -0.3622 -0.1909 0.6743 1]
eta = 0.75;
T = sign(S);
e = 2;
if S/e < 1
    sat_S = S/e;
elseif S >= 1
    sat_S = T;
end
% mencari u_eq dengan syarat s_dot = 0
u_eq = -inv(S*B)*S*A;
K = eta*inv(S*B);
% Mendapatkan Controller SMC
u = u_eq - K*sat_S

% Persamaan Keadaan Gerak Lateral-direksional
A = [-2.3817 0 -1.0019 2.1827; -21.063 -16.055 0.87229 0;
24.512 -16.651 -3.5379 0; 0 1.0026 -0.029766 0]
B = [0 -0.24719; -36.263 -688.44; -0.67252 -67.983; 0 0]
C = eye(4)
D = zeros(4)
% S matriks konstanta permrukaan sliding
S = [0.0292 0.9037 0.0375 1; -0.0384 -3.5487 -0.3403 1];
eta = 16;
T = sign(S);
e = 5;
if S/e < 1
    sat_S = S/e;
elseif S >= 1
    sat_S = T;
end
% mencari u_eq dengan syarat s_dot = 0
u_eq = -inv(S*B)*S*A;
K = eta*inv(S*B);
% Mendapatkan Controller SMC
u = u_eq - K*sat_S
```


LAMPIRAN B

Sinyal Gangguan

Sinyal gangguan yang digunakan pada tugas akhir ini adalah:

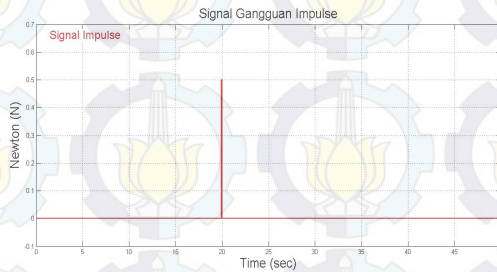
1. Sinyal *Impulse*

Pada pengujian diberikan dua macam sinyal *impulse*, yaitu

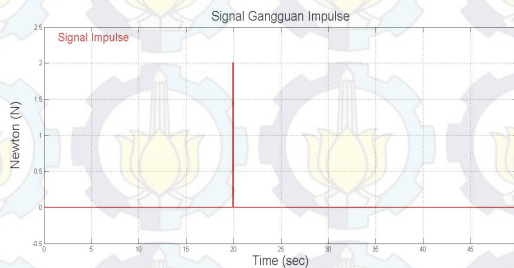
(a) Gerak Longitudinal

Untuk gerak longitudinal diberikan gangguan *impulse* sebagai berikut:

a. Sinyal *Impulse* kecil, bernilai 0.5 N



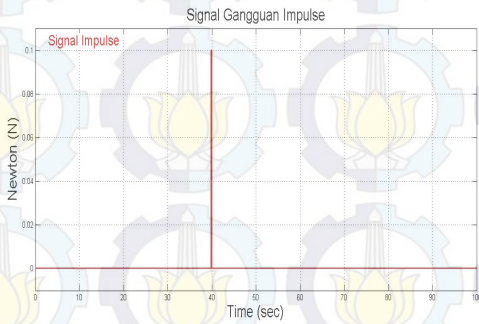
b. Sinyal *Impulse* besar, bernilai 2 N



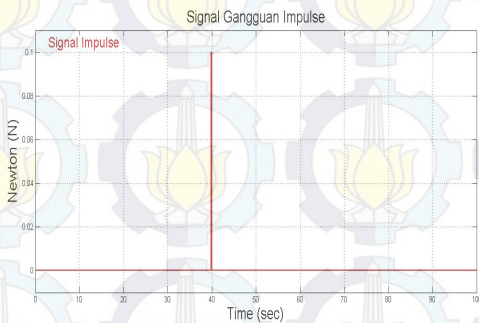
(b) Gerak Lateral-Direksional

Untuk gerak lateral-direksional diberikan gangguan *impulse* sebagai berikut:

a. Sinyal *Impulse* kecil, bernilai 0.1 N



b. Sinyal *Impulse* besar, bernilai 1 N



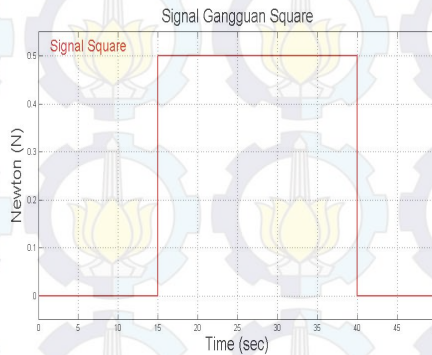
2. Sinyal *Square*

Pada pengujian diberikan dua macam sinyal *square*, yaitu

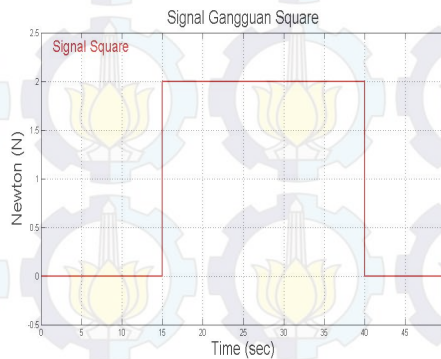
(a) Gerak Longitudinal

Untuk gerak longitudinal diberikan gangguan *square* sebagai berikut:

a. Sinyal *square* kecil, bernilai 0.5 N



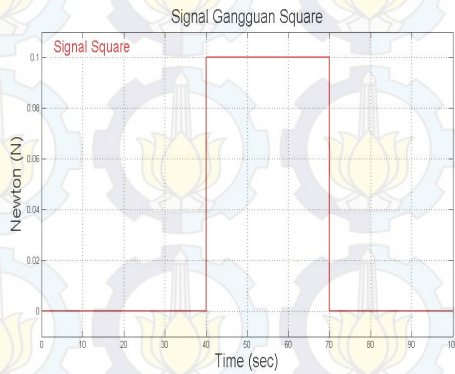
b. Sinyal *square* besar, bernilai 2 N



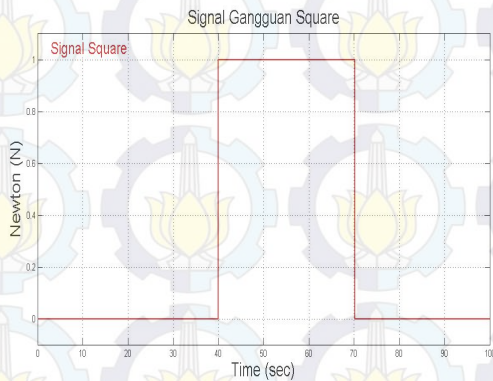
(b) Gerak Lateral-Direksional

Untuk gerak lateral-direksional diberikan gangguan *square* sebagai berikut:

a. Sinyal *square* kecil, bernilai 0.1 N



b. Sinyal *square* besar, bernilai 1 N



LAMPIRAN C

Biodata Penulis



Penulis bernama M Anas Fikri Muzaki, lahir di Banyuwangi, 01 Oktober 1993. Penulis merupakan anak pertama dari pasangan Riyono Effendi dan Nur Kholifah. Penulis menempuh pendidikan formal dimulai dari TK Khodijah 60 (1998-1999), MI Silahul Muslimin (1999-2005), MTs Silahul Muslimin (2005-2008), dan SMA Negeri 1 Purwoharjo (2008-2011).

Setelah lulus dari SMA, pada tahun 2011 penulis melanjutkan studi ke jenjang S1 di Jurusan Matematika ITS Surabaya melalui jalur PMDK Bidik Misi dengan NRP 1210 100 040. Di Jurusan Matematika, penulis mengambil Bidang Minat Matematika Terapan. Selain aktif kuliah, penulis juga aktif berorganisasi di KM ITS melalui HIMATIKA ITS sebagai staf Departemen Dalam Negeri (2012-2013) dan Kabiro Bidang Minat Bakat HIMATIKA ITS (2013-2014). Disamping itu, penulis juga menjalankan Kerja Praktek dan Tugas Akhir di Lembaga Penerbangan dan Antariksa (LAPAN) pada tahun 2014-2015.

Informasi lebih lanjut mengenai Tugas Akhir ini dapat ditujukan ke penulis melalui email: m.anasfikri@gmail.com